



Titre: Calcul des coefficients aérodynamiques d'un avion complet par la
Title: méthode RANS

Auteur: Quentin Lux
Author:

Date: 2013

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Lux, Q. (2013). Calcul des coefficients aérodynamiques d'un avion complet par la
Citation: méthode RANS [Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal].
PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/1123/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/1123/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:** Jean-Yves Trépanier, & Éric Laurendeau
Advisors:

Programme: Génie mécanique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

CALCUL DES COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES D'UN AVION COMPLET PAR
LA MÉTHODE RANS

QUENTIN LUX
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLOME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)
AVRIL 2013

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

CALCUL DES COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES D'UN AVION COMPLET PAR
LA MÉTHODE RANS

présenté par : LUX Quentin

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. CAMARERO Ricardo, Ph.D., président

M. TREPANIER Jean-Yves, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. LAURENDEAU Éric, Ph.D., membre et codirecteur de recherche

M. PEPIN Francois, Ph.D., membre

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur Jean-Yves Trépanier qui m'a fait confiance en me confiant ce projet et qui a su m'accompagner tout au long de celui-ci dans sa bonne réalisation. Rejoint par la suite par Éric Laurendeau, devenu mon codirecteur, à eux deux ils ont su me guider dans la bonne direction et me prodiguer de précieux conseils. Complémentaires dans leur approche, leur savoir et leur jugement m'ont été d'une grande aide et je les remercie pour ces deux ans où j'ai pu évoluer dans un cadre des plus stimulants et enrichissant. Je tiens aussi à remercier Eddy Petro qui m'a beaucoup appris et secondé dans la phase de maillage et de résolution CFD sans qui je n'aurais sûrement pu y parvenir. Ce projet n'aurait certainement pu aboutir sans le soutien des sponsors de la chaire, notamment Bombardier par l'intermédiaire de Patrick Germain et de François Pépin que je remercie pour leur temps et leurs conseils, ainsi que le RQCHP pour nous avoir fourni les infrastructures de calcul et avoir toujours répondu à nos attentes. Merci aussi à mes collègues de laboratoire de m'avoir fait profiter de ce cadre dynamique et de cette bonne ambiance que vous tentez d'entretenir jour après jour. Nos nombreux échanges ont aussi été source d'inspiration dans la résolution de nombreux problèmes et il est toujours bon de pouvoir compter sur vous. Enfin, je tiens tout particulièrement à remercier ma conjointe, Claudia, qui a toujours été là pour moi dans les meilleurs moments comme dans ceux où j'ai pu douter. Tu m'as toujours donné la force de croire en ce que je faisais et malgré nos domaines très différents, tu as souvent été de très bon conseil pour avancer pendant ces deux années. Merci à vous tous pour ces deux années que je n'oublierai pas et qui m'ont ouvert la voie vers ce que j'avais envie de devenir.

RÉSUMÉ

La détermination des dérivées de stabilité pour l'ensemble de l'enveloppe de vol grâce à la mécanique des fluides numériques (CFD) est l'un des prochains grands défis de l'aérodynamique numérique externe. Pour rester compétitifs, les constructeurs aéronautiques se tournent de plus en plus vers la CFD afin d'obtenir les précieuses données aérodynamiques dans le but d'améliorer la qualité de leurs produits tout en réduisant les délais et les coûts de développement. Cependant, la méthode numérique a besoin d'évoluer afin d'assurer une fiabilité élevée pour répondre aux besoins des constructeurs et diminuer les essais en soufflerie. La présente étude se donne pour but d'évaluer le potentiel d'une méthode CFD 3D haute-fidélité dans la détermination du comportement aérodynamique d'un avion en incidence et en lacet. La méthodologie complète aboutissant à l'obtention des coefficients de stabilité statique y sera développée afin de comparer les résultats aux données expérimentales. Les différentes étapes de la méthode seront présentées incluant : le traitement de la géométrie, le processus de maillage et la résolution par un solveur CFD commercial. Les points importants à suivre afin d'obtenir une fidélité élevée y seront aussi développés ainsi que la phase de vérification et validation. L'ensemble des résultats sera présenté de façon brute ainsi qu'à l'aide d'une métrique d'erreur afin d'évaluer la précision de la présente méthode. Dans un premier temps, celle-ci sera appliquée sur un cas de validation de la littérature : le Drag Prediction Workshop II avec l'étude du DLR-F6. Les cas tests incluant une étude à C_L constant ainsi qu'un balayage en incidence seront recréés. Ensuite, la méthode sera appliquée sur un avion de recherche : un Bombardier Research Aircraft. Les différentes associations de composantes sur le fuselage incluant l'aile, la nacelle et l'empennage vertical seront étudiées en balayage d'incidence et de lacet à faible nombre de Mach. L'étude conclura ensuite sur le potentiel d'une telle étude par rapport à son coût de développement dans les cas de recherche présentés ici.

ABSTRACT

The evaluation of stability derivatives within the entire flight domain through the use of Computational Fluids Dynamics is one of the next challenges of numerical external aerodynamics. To remain competitive, aircraft manufacturers are increasingly turning to CFD to provide aerodynamic data in an effort to increase the quality of their products while reducing the development turnaround time and costs. However, the numerical analysis need to evolve to insure a higher fidelity and meets the need of the aircraft manufacturers and decrease wind-tunnel experiments. The present study aims to estimate the potential of a high-fidelity 3D CFD analysis in the determination of the aerodynamic behavior of an airplane in incidence and yaw. The complete methodology to obtain the static stability coefficients will be developed and the results compared with the experimental data. All the phases of the methodology will be presented including: the treatment of the geometry, the meshing process and the flow solving by a commercial CFD software. Important points to obtain a high-fidelity will also be developed as well as the verification and validation phase. The results will be presented as raw as well as with an error metric in order to estimate the accuracy of the current method. First, it will be applied on a validation case from the literature: the Drag Prediction Workshop II with the study of the DLR-F6. The test cases including a study at fixed C_L as well as an incidence sweeping will be recreated. Then, the methodology will be applied to a Bombardier Research Aircraft. The various associations of components on the fuselage including the wing, the nacelle and the tail will be studied in incidence and yaw sweepings. The study concludes on the potential of such study with regard to its development costs in the cases presented here.

TABLE DES MATIÈRES

REMERCIEMENTS	iii
RÉSUMÉ	iv
ABSTRACT	v
TABLE DES MATIÈRES	vi
LISTE DES TABLEAUX	viii
LISTE DES FIGURES	ix
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	xiii
LISTE DES ANNEXES	xv
CHAPITRE 1 INTRODUCTION	1
1.1 Contexte théorique	1
1.1.1 Notions d'aérodynamiques et coefficients	1
1.1.2 Problématique	2
1.2 Objectifs et approche	6
1.2.1 Mise en place du calcul CFD	6
1.2.2 Vérification et validation	7
CHAPITRE 2 OBJECTIFS	9
2.1 Objectifs Généraux	9
2.2 Objectifs Spécifiques	10
CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE	12
3.1 Déroulement de la recherche	12
3.1.1 Modification de la géométrie	12
3.1.2 Maillage	13
3.1.3 Résolution de l'écoulement	13
3.1.4 Vérification et validation	14
3.1.5 Infrastructure de calcul	15
3.1.6 Post-Traitement	17

CHAPITRE 4	CAS DE VALIDATION : LE "DRAG PREDICTION WORKSHOP II"	19
4.1	Introduction	19
4.2	Méthodologie spécifique	20
4.3	Géométrie	20
4.4	Maillages	23
4.4.1	Construction du maillage	23
4.4.2	L'architecture en détail	27
4.5	Résolution sous Fluent	31
4.5.1	Type de solveur	31
4.5.2	Cas proposés	32
4.5.3	Paramètres	33
4.5.4	Vérification et validation	34
4.5.5	Résultats	39
4.6	Conclusion sur la validation	51
CHAPITRE 5	"BOMBARDIER RESEARCH AIRCRAFT"	52
5.1	Introduction	52
5.2	Description du projet	52
5.2.1	La géométrie	52
5.2.2	Campagne d'essais	55
5.3	Maillage	56
5.4	Résolution sous Fluent	62
5.4.1	Type de solveur	62
5.4.2	Paramètres	63
5.4.3	Validation	65
5.4.4	Convergence du calcul	65
5.4.5	Convergence en maillage - Étude sur la configuration WB	67
5.4.6	Sensibilité du maillage - Étude sur la configuration WB	69
5.5	Résultats	70
CHAPITRE 6	CONCLUSION	94
RÉFÉRENCES	98
ANNEXES	102

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1.1	Niveau de recherche de quelques études CFD à l'heure actuelle.	5
Tableau 4.1	Les dimensions générales du DLR-F6.	21
Tableau 4.2	Les différents niveaux de maillage étudiés.	25
Tableau 4.3	Configurations de calcul.	32
Tableau 4.4	Les cas de calcul proposés.	33
Tableau 4.5	Configurations de calcul.	33
Tableau 4.6	Configurations et temps de calcul.	34
Tableau 4.7	Extrapolation de Richardson sur le cas du DPWII.	38
Tableau 5.1	Les dimensions générales du BRA.	52
Tableau 5.2	Liste des essais reproduits numériquement.	56
Tableau 5.3	Les maillages des 5 configurations du BRA.	59
Tableau 5.4	Configurations de calcul.	63
Tableau 5.5	Configurations de calcul.	63
Tableau 5.6	Paramètres et temps de calcul pour chaque configuration à incidence et lacet nuls.	64
Tableau 5.7	Les différents niveaux de maillage du WB pour l'extrapolation de Ri- chardon.	67
Tableau 5.8	Extrapolation de Richardson sur le BRA - Configuration WB.	69

LISTE DES FIGURES

Figure 3.1	Création de l'enceinte d'écoulement sous Catia.	13
Figure 3.2	Un exemple de script d'automatisation d'une série de calculs.	16
Figure 4.1	La maquette du DLR-F6 testée dans la soufflerie de l'ONERA.	20
Figure 4.2	Les proportions de la maquette du DLR-F6 (extrait de [1]).	21
Figure 4.3	L'enceinte trapézoïdale générée autour du DLR-F6.	22
Figure 4.4	Un maillage en H autour de la géométrie.	23
Figure 4.5	Un maillage en O autour d'une aile.	23
Figure 4.6	Zonage utilisé proche de la géométrie.	24
Figure 4.7	Zonage utilisé avec plan de coupe	24
Figure 4.8	Aperçu de la loi bi-géométrique de répartition des maillages sur une arête [30].	24
Figure 4.9	Maillage <i>Coarse</i>	26
Figure 4.10	Maillage <i>Medium</i>	26
Figure 4.11	Maillage <i>Fine</i>	26
Figure 4.12	Maillage <i>Coarse</i>	27
Figure 4.13	Maillage <i>Medium</i>	27
Figure 4.14	Maillage <i>Fine</i>	27
Figure 4.15	Zonage utilisé à la jonction fuselage\ aile.	28
Figure 4.16	Jonction orthogonale entre les blocs.	28
Figure 4.17	Jonction à 45deg entre les blocs.	28
Figure 4.18	Jonction à 45deg sur le DLR-F6	29
Figure 4.19	Zonage utilisé proche de l'aile	30
Figure 4.20	Topologie O-Grid.	30
Figure 4.21	Topologie C-Grid.	30
Figure 4.22	Maillage <i>Fine</i>	31
Figure 4.23	Suivi des résidus (maillage <i>Coarse</i>).	35
Figure 4.24	Suivi des résidus (maillage <i>Medium</i>).	35
Figure 4.25	Suivi des résidus (maillage <i>Fine</i>).	35
Figure 4.26	Résidus élevés en bout d'aile du DLR-F6.	36
Figure 4.27	Convergence de C_L (maillage <i>Fine</i>).	36
Figure 4.28	Convergence de C_L (maillage <i>Fine</i>).	36
Figure 4.29	Convergence de C_D (maillage <i>Fine</i>).	37
Figure 4.30	Convergence de C_D (maillage <i>Fine</i>).	37

Figure 4.31	Convergence de C_M (maillage <i>Fine</i>).	37
Figure 4.32	Convergence de C_M (maillage <i>Fine</i>).	37
Figure 4.33	y^+ sur le fuselage et l'aile à $C_L=0.5$ (Maillage <i>Coarse</i>).	38
Figure 4.34	Extrapolation de Richardson sur le C_D du DLR-F6.	39
Figure 4.35	Coefficients de pressions sur les différents plans de coupe.	40
Figure 4.36	Comparaison des coefficients de pressions sur les différents plans de coupe.	42
Figure 4.37	Résultats sur le C_L pour le DPWII.	43
Figure 4.38	Résultats sur le C_D pour le DPWII.	44
Figure 4.39	Résultats sur le C_M pour le DPWII.	44
Figure 4.40	Résultats sur la polaire pour le DPWII.	45
Figure 4.41	Comparaison des résultats en portance et traînée avec les autres participants au DPWII.	46
Figure 4.42	Comparaison des résultats en tangage avec les autres participants au DPWII.	47
Figure 4.43	Erreur relative sur le balayage en incidence pour les 2 modèles de turbulence.	48
Figure 4.44	Erreurs absolues sur les 3 coefficients.	49
Figure 4.45	Dérivées de stabilité du C_L sur le DLR-F6.	50
Figure 4.46	Dérivées de stabilité du C_D sur le DLR-F6.	50
Figure 4.47	Dérivées de stabilité du C_M sur le DLR-F6.	51
Figure 5.1	Bord de fuite de l'aile initiale de la géométrie CATIA.	53
Figure 5.2	Bord de fuite de l'aile après modification.	53
Figure 5.3	Intérieur initial de la nacelle.	54
Figure 5.4	Intérieur de la nacelle après modification.	54
Figure 5.5	Intérieur initial de la nacelle.	54
Figure 5.6	Intérieur de la nacelle après modification.	55
Figure 5.7	Géométrie intégrée dans l'enceinte sous ICEM.	55
Figure 5.8	Décomposition du IF.	57
Figure 5.9	Insertion de l'aile dans le zonage du IF.	57
Figure 5.10	Décomposition du WBN.	58
Figure 5.11	Décomposition du WBT.	58
Figure 5.12	Décomposition du WBNT.	58
Figure 5.13	Farfield simple.	60
Figure 5.14	Farfield symétrisé.	60
Figure 5.15	WB simple.	60

Figure 5.16	WB symétrisé.	60
Figure 5.17	Maillage de la jonction aile/fuselage.	61
Figure 5.18	Maillage de l'empennage.	61
Figure 5.19	Maillage de la nacelle.	62
Figure 5.20	Convergence des résidus pour le cas WB - $\alpha = 0^\circ$	65
Figure 5.21	Précision de convergence du C_L	66
Figure 5.22	Précision de convergence du C_D	66
Figure 5.23	Précision de convergence du C_M	66
Figure 5.24	y^+ sur la géométrie complète - Maillage <i>Medium</i>	66
Figure 5.25	Comparaison des 3 niveaux de maillages $C_L(\alpha)$	67
Figure 5.26	Comparaison des 3 niveaux de maillages $C_D(\alpha)$	68
Figure 5.27	Comparaison des 3 niveaux de maillages $C_M(\alpha)$	68
Figure 5.28	Sensibilité des résultats aux paramètres.	70
Figure 5.29	Coefficients aérodynamiques - IF en balayage d'incidence.	72
Figure 5.30	Dérivées de stabilité - IF en balayage d'incidence.	73
Figure 5.31	Coefficients aérodynamiques - WB en balayage d'incidence.	75
Figure 5.32	Dérivées de stabilité - WB en balayage d'incidence.	76
Figure 5.33	Tourbillon généré entre les 2 nacelles.	77
Figure 5.34	Coefficients aérodynamiques - WBN en balayage d'incidence.	78
Figure 5.35	Dérivées de stabilité - WBN en balayage d'incidence.	79
Figure 5.36	Coefficients aérodynamiques - WBT en balayage d'incidence.	81
Figure 5.37	Dérivées de stabilité - WBT en balayage d'incidence.	82
Figure 5.38	Coefficients aérodynamiques - WBNT en balayage d'incidence.	84
Figure 5.39	Dérivées de stabilité - WBNT en balayage d'incidence.	85
Figure 5.40	Coefficients aérodynamiques - WBNT en balayage de lacet.	86
Figure 5.41	Erreur relative moyenne pour les balayages en incidence.	87
Figure 5.42	Erreur absolue moyenne sur le C_L pour les balayages en incidence.	88
Figure 5.43	Erreur absolue moyenne sur le C_D pour les balayages en incidence en <i>drag counts</i>	89
Figure 5.44	Erreur absolue moyenne sur le C_M pour les balayages en incidence.	89
Figure 5.45	Erreur relative moyenne pour les balayages en lacet.	91
Figure 5.46	Erreur absolue moyenne sur le C_L pour les balayages en lacet.	91

Figure 5.47	Erreur absolue moyenne sur le C_D pour les balayages en lacet en <i>drag</i> <i>counts</i>	92
Figure 5.48	Erreur absolue moyenne sur le C_M pour les balayages en lacet.	92
Figure A.1	Extrapolation de Richardson sur le DLR-F6.	104

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

C_f	Coefficient de frottements, $\frac{\tau_w}{q_\infty}$
C_D	Coefficient de traînée, $\frac{F_d}{q_\infty S}$
C_L	Coefficient de portance, $\frac{F_l}{q_\infty S}$
C_M	Coefficient de moment de tangage, $\frac{M}{q_\infty \pi S}$
C_p	Coefficient de pression, $\frac{p-p_s}{q_\infty}$
$C_{L_\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	Dérivée de stabilité du coefficient de portance par rapport à l'incidence
$C_{D_\alpha} = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha}$	Dérivée de stabilité du coefficient de traînée par rapport à l'incidence
$C_{M_\alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$	Dérivée de stabilité du coefficient de moment de tangage par rapport à l'incidence
$C_{L_\beta} = \frac{\partial C_L}{\partial \beta}$	Dérivée de stabilité du coefficient de portance par rapport au lacet
$C_{D_\beta} = \frac{\partial C_D}{\partial \beta}$	Dérivée de stabilité du coefficient de traînée par rapport au lacet
$C_{M_\beta} = \frac{\partial C_M}{\partial \beta}$	Dérivée de stabilité du coefficient de moment de tangage par rapport au lacet
F_d	Force de traînée
F_l	Force de portance
k	Énergie cinétique turbulente
l	Longueur de référence
M	Moment de tangage
p	Pression de surface du modèle
p_s	Pression statique
q_∞	Pression dynamique, $\frac{1}{2}\rho U_\infty^2$
Re	Nombre de Reynolds, $\frac{\rho U_\infty l}{\mu}$
S_{ref}	Surface de référence de la géométrie complète, πb^2
U_∞	Vitesse infinie
α	Angle d'incidence
β	Angle de lacet
γ	Angle de roulis
μ	Viscosité de l'air

μ_T	Viscosité turbulente
ω	Taux de dissipation turbulente spécifique
ρ	Masse volumique de l'air
τ_w	Force de frottement à la paroi

Acronymes

<i>IF</i>	<i>Isolated Fuse</i> : Fuselage isolé
<i>WB</i>	<i>Wing Body</i> : Fuselage et aile
<i>WBT</i>	<i>Wing Body Tail</i> : Fuselage, aile et empennage
<i>WBN</i>	<i>Wing Body Nacelle</i> : Fuselage, aile et nacelle
<i>WBNT</i>	<i>Wing Body Nacelle Tail</i> : Fuselage, aile, nacelle et empennage
<i>BRA</i>	<i>Bombardier Research Aircraft</i>
<i>CAD</i>	<i>Computer Aided Design</i> : Conception assistée par ordinateur
<i>CFD</i>	<i>Computational Fluid Dynamics</i> : Mécanique des fluides numériques
<i>CFL</i>	<i>Courant–Friedrichs–Lewy condition</i>
<i>DBCS</i>	<i>Density-Based-Coupled-Solver</i> : Solveur compressible
<i>DPW</i>	<i>Drag Prediction Workshop</i> : Atelier de prédiction de la traînée
<i>FMG</i>	Full Multi-Grid
<i>PBCS</i>	<i>Pressure-Based-Coupled-Solver</i> : Solveur incompressible
<i>RANS</i>	<i>Reynolds-Averaged Navier–Stokes</i> : équations de Navier-Stokes en moyenne de Reynolds
<i>RQCHP</i>	Réseau Québécois de Calcul Haute-Performance
<i>S&C</i>	Stabilité-Contrôle
<i>XP</i>	Expérimental

LISTE DES ANNEXES

Annexe A	EXTRAPOLATION DE RICHARDSON	102
Annexe B	DIRECTIVES DE MAILLAGE DU DPWII	105
Annexe C	CODE D'AUTOMATISATION DES CALCULS	106

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

1.1 Contexte théorique

1.1.1 Notions d'aérodynamiques et coefficients

En aéronautique le comportement d'un avion est régi par les forces qui s'y appliquent : gravité, poussée, moteur et forces aérodynamiques. Les forces aérodynamiques globales sont caractérisées par les coefficients de portance C_L , traînée C_D et tangage C_M [2, 3].

Dans le but d'analyser un avion, l'évolution de ces coefficients pour toutes les phases de vol (décollage, croisière, atterrissage) doit être connue.

Ces coefficients varient en fonction des variables d'état qui caractérisent le mouvement de l'avion par rapport à un référentiel inertiel : la vitesse V , la vitesse angulaire ω , l'incidence (α), le lacet (β) et le roulis (γ), ... et leurs différentes variations temporelles.

Pour exprimer une variation dans ces coefficients ΔC_i en fonction des autres paramètres qui les définissent, on utilise communément le modèle suivant faisant apparaître les variations des variables d'état de l'avion que sont l'incidence α , le moment de tangage q et leurs dérivées temporelles $\dot{\alpha}$ et \dot{q}

$$\Delta C_i = \underbrace{C_{i_\alpha} \Delta \alpha}_{(1)} + \underbrace{\frac{l}{V} C_{i_q} q}_{(2)} + \underbrace{\frac{l}{V} C_{i_\alpha} \dot{\alpha} + \left(\frac{l}{V}\right)^2 C_{i_{\dot{q}}} \dot{q}}_{(3)} \quad (1.1)$$

où i représente la force considérée : L : *Lift*, la portance, D : *Drag*, la traînée, M : *Moment*.

Dans cette équation, le terme (1) représente les effets statiques de la perturbation, le terme (2) les effets dynamiques stationnaires et le terme (3) la partie dynamique instationnaire. Ce modèle d'équation se transporte ensuite suivant toutes les variations pouvant survenir sur les variables d'état du système.

Le concept de dérivées de stabilité, depuis leur introduction par Bryan en 1911, se présente dans leur formulation courante sous la forme :

$$C_{i_\lambda} = \frac{\partial C_i}{\partial \lambda} \quad (1.2)$$

où i représente la force considérée et λ n'importe quelle variable d'état qui décrit le mouvement. Les *dérivées de stabilité* C_{i_λ} témoignent de la variation linéaire qui existe entre les

forces aérodynamiques et les variables principales du système.

Pour des mouvements à basse vitesse avec de faibles variations dans les variables d'état, la connaissance des dérivées de stabilité statiques suffit à modéliser le comportement aérodynamique de l'appareil et la répartition des forces en présence. Cependant lorsque l'amplitude du mouvement devient plus importante, la connaissance des dérivées de stabilité dynamiques devient indispensable[4]. L'accès aux dérivées de stabilité dynamiques requiert une étude bien plus approfondie du comportement d'un appareil. La mise en place de simulations instationnaires devient alors nécessaire. C'est pourquoi celles qui nous intéressent ici et qui seront principalement développées dans cette recherche sont les dérivées de stabilité statiques par rapport à l'incidence et au lacet : $C_{L\alpha}$, $C_{L\beta}$, $C_{D\alpha}$, $C_{D\beta}$, $C_{M\alpha}$, $C_{M\beta}$.

1.1.2 Problématique

À l'heure actuelle, les constructeurs disposent de nombreux moyens pour accéder à ces coefficients : les essais en vol restent le meilleur moyen pour connaître le comportement d'un avion, mais ceux-ci nécessitent la production d'un modèle à taille réelle et procurent des retours sur le design plus tard dans la ligne de fabrication ; les essais en soufflerie sont pour leur part plus avantageux, car ils permettent d'avoir des retours plus tôt dans la phase de design, mais sont soumis à de nombreuses difficultés relatives aux conditions de vol qu'il est nécessaire de recréer. Les résultats sont souvent limités par des vitesses en amont et des nombres de Reynolds trop bas et doivent être extrapolés aux conditions de vol.

Devant faire face à toutes ces difficultés, les constructeurs se tournent de plus en plus vers les méthodes numériques plus faibles en coûts et permettant d'intervenir plus tôt dans la phase de design de l'avion. Pour y parvenir les constructeurs disposent actuellement de plusieurs outils qui se distinguent selon leur degré de précision et leur facilité de mise en place [5] :

- La méthode analytique : cette méthode à très faible coût, mais à très basse fidélité (Roskam [6]) fait référence dans ce domaine et est indispensable dans la phase de design conceptuel.
- La méthode Vortex Lattice (VML) : de moyenne fidélité et qui seconde souvent l'analyse analytique afin de corroborer la pertinence de celle-ci. Par sa simplicité de codage, elle possède une précision acceptable et offre de bons résultats par rapport au temps de mise en place mais ne prend pas en compte les effets compressibles et visqueux [5, 7, 8, 9].

- Enfin, la résolution des équations de la mécanique des fluides par la méthode numérique (Computational Fluid Dynamics (CFD)) grâce aux équations d'Euler et de type RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) : une méthode de fidélité moyenne à haute de plus en plus utilisée par les constructeurs.

La dernière branche se scinde encore en plusieurs axes d'études qui se distinguent selon leur degré de précision directement proportionnel au temps de mise en place et de calcul. On y voit de plus en plus se développer les logiciels de conception assistée par ordinateur destinés entièrement à la modélisation et l'étude aérodynamique d'un avion, ceux-ci permettent de générer un modèle 3D (CAD) de l'appareil à partir des performances et des objectifs à atteindre. Ils comprennent généralement des modules de stabilité-contrôle (S&C), de performance et de CFD basse-fidélité afin d'obtenir les caractéristiques aérodynamiques générales de l'appareil par la résolution des équations d'Euler [10, 11, 12].

Même si ces logiciels offrent une solution tout-en-un satisfaisante en design conceptuel, la conception du CAD de l'appareil reste élémentaire et l'étude aérodynamique ne permet que d'avoir une appréciation des réactions de l'appareil en terme de stabilité. C'est pourquoi les constructeurs aéronautiques ont de plus en plus recours à la résolution des équations de RANS pour l'étude en S&C d'un nouvel appareil [13, 14].

Dans cette optique, la mise en place d'une étude CFD haute-fidélité est le compromis idéal entre les essais numériques basse-fidélité et les essais en vol haute-fidélité. Elle permet de générer l'ensemble des coefficients de vol pour la nouvelle géométrie sans la production du moindre prototype et ainsi économiser des sommes considérables dans le budget de production.

Basée sur la création d'un modèle CAD de grande précision, qui sera ensuite directement utilisé par les ingénieurs pour la création des schémas de production, elle repose sur la génération de maillages suffisamment précis pour résoudre les équations RANS par les logiciels de CFD adaptés et leur utilisation dans les différentes conditions de vol afin d'obtenir la base de données aérodynamique complète de l'appareil. Ces méthodes doivent être capables de résoudre les interactions complexes fluide/structure, les effets visqueux et les phénomènes de turbulence afin de rendre compte avec la précision maximale des forces aérodynamiques en présence.

Les bases de données nécessaires en S&C couvrent une large plage de conditions et simuler l'ensemble des conditions en vol dans le cadre d'une étude CFD demanderait un temps considérable, notamment dans la détermination des dérivées de stabilité dynamiques. C'est

pourquoi les chercheurs tentent encore à l’heure actuelle de mettre au point des techniques d’extrapolation permettant de générer l’ensemble de la base de données grâce à la connaissance de quelques points particuliers [14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21] ou encore de réduire le temps de calcul pour chacune de simulations [22, 23].

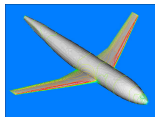
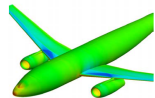
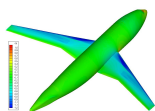
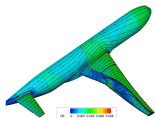
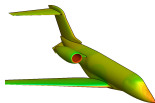
La résolution directe de l’ensemble des dérivées de stabilité dynamiques reste un défi qui à l’heure actuelle n’est pas près d’être franchi. Pourtant, de plus en plus de recherches y sont consacrées d’année en année. En S&C, il est pertinent de réaliser des études sur l’ensemble des configurations d’un même appareil afin d’évaluer l’apport bénéfique ou négatif de chacune des composantes au fur et à mesure de leur installation. Cette méthode, dite du *component build-up*, fut développée en premier lieu par Roskam [6] et repose sur le principe selon lequel chacune des forces aérodynamiques provient de l’addition des forces générées par chaque section de l’appareil :

$$C_i = C_{i_{fuselage}} + C_{i_{ailes}} + C_{i_{empennage}} + C_{i_{nacelles}} + C_{i_{interactions}} \quad (1.3)$$

En soufflerie, l’interaction avec la maquette permet de rapidement modifier la configuration de l’appareil et facilite l’utilisation de cette approche. Pourtant, celle-ci reste encore très peu étudiée dans le cadre d’étude CFD haute-fidélité. Bien que présentant de nombreux avantages comme la capacité de valider les résultats numériques à chaque phase de l’étude [24, 25], elle reste très coûteuse en termes de calculs : elle nécessite de générer des maillages pour les différentes configurations de l’appareil et de résoudre les écoulements dans l’enveloppe de vol considérée pour toutes ces configurations. Elle a aussi l’avantage de permettre de valider la méthode numérique à chaque étape de l’étude en testant tout d’abord le maillage et la résolution RANS sur une configuration simple comme le fuselage isolé ou le fuselage/aile et ensuite d’étudier les configurations plus complexes comme celles contenant le moteur ou l’empennage.

A l’heure actuelle, très peu d’études numériques étudient des configurations complètes, c’est-à-dire fuselage/aile/nacelle/empennage, en CFD-RANS. Dans la littérature, nombreux sont ceux qui ont étudié des configurations Fuselage/Aile en CFD-RANS, allant parfois jusqu’à ajouter soit l’empennage ou la nacelle. D’autres abordent des configurations complètes en CFD-Euler. Dans la majeure partie des cas, ces études sont toujours en balayage d’incidence et très peu abordent des balayages en lacet. Le tableau 1.1 résume quelques-unes des publications sur les études CFD et montre l’originalité de la présente étude.

Tableau 1.1 Niveau de recherche de quelques études CFD à l'heure actuelle.

	Geometrie	Configuration		Solveur	Simulations
DPWI (1995)[26]	DLR-F4	WB		RANS	Incidence
DPWII (2002)[27]	DLR-F6	WB/WBN		RANS	Incidence
DPWIII (2005)[28]	DLR-F6	WB		RANS	Incidence
DPWIV (2008)/ V (2012)[29]	CRM	WBT		RANS	Incidence
Étude courante	BRA	B/WB/WBN WBT/WBNT		RANS	Incidence et lacet

Dans le cadre de ce projet, le potentiel d'une méthode CFD statique haute-fidélité en S&C avec une approche incrémentale (*component build-up*) sera évaluée. Elle sera développée sous la suite de logiciel ANSYS ICEM/Fluent et ses résultats comparés à des données expérimentales sur un prototype d'avion issu de l'industrie.

Ce projet a été confié à la Chaire de Recherche Industrielle CRSNG J. A. Bombardier-Pratt & Whitney Canada en Intégration du Design pour l'Efficacité des Avions (IDEA), créée afin de développer la prochaine génération de méthodes de design intégrés applicables à la conception d'avions plus efficaces.

1.2 Objectifs et approche

La méthode développée permettra d'évaluer la fidélité d'une méthode de CFD en résolution des équations de type RANS en utilisant la suite de logiciels ANSYS. Elle sera tout d'abord mise en œuvre et validée avec les résultats du Drag Prediction Workshop II (DPWII) sur la configuration du DLR-F6 puis sur un Research Aircraft de Bombardier (BRA), avec comme support un ensemble de résultats expérimentaux provenant d'essais en soufflerie. L'ensemble des essais produira une matrice de résultats pour une phase de vol déterminée : le vol à faible vitesse, où l'avion sera soumis à différentes combinaisons d'incidence et de lacet afin de déterminer son comportement aéronautique et les dérivées de stabilité de cette phase de vol. La fidélité de la méthode sera validée par des références à la littérature soulevant les points importants à prendre en compte lors d'une résolution CFD et soutenue par une étude de référence, le DPW2. Enfin, les résultats seront présentés sur les différentes simulations réalisées et comparés à des données expérimentales à l'aide d'une métrique de validation. La séparation des différentes composantes de l'avion sur le BRA : fuselage, aile, nacelle et empennage permettra quant à elle de mettre en avant la contribution de chaque composante de manière empirique afin d'évaluer le potentiel de la méthode du "component build-up" numérique.

1.2.1 Mise en place du calcul CFD

Ce projet sera basé sur la mise en place d'un calcul CFD de haute-fidélité avec la génération de maillages et leur utilisation dans la résolution des équations de type RANS. Pour valider le calcul CFD, les différentes composantes qui constituent un maillage efficace ainsi qu'un calcul CFD exploitable seront identifiées et étudiées afin de répondre aux critères de la résolution numérique. Le bon déroulement de ce projet repose donc sur la mise en place de cette méthode afin d'en étudier son potentiel. Pourtant, il n'existe encore aucune méthode référencée dans la littérature assurant de sa validité exhaustive ou des techniques assurant la qualité d'un maillage ou les paramètres permettant d'obtenir des résultats exacts en résolution d'écoulement numérique. Il existe cependant des directives publiées dans la littérature de la mécanique des fluides numérique qui permettent d'être le plus rigoureux possible dans la mise en place d'un calcul CFD. Celles-ci sont développées dans la section *Vérification et validation*.

En ce qui concerne le maillage, la technique utilisée ici sera celle du maillage structuré par bloc basé sur le placement manuel de blocs autour de la géométrie étudiée. L'approche utilisée et développée ci-après repose sur des techniques améliorées par rapport à celles développées

dans le manuel d'utilisateur de ICEM [30] ainsi que les tutoriels associés [31]. D'autres paramètres viendront seconder la qualité du maillage comme le calcul de la taille de la première maille afin d'obtenir une résolution de la couche limite représentative de la réalité ainsi qu'une étude de convergence du maillage. Les directives contenues dans le préambule du DPWII [27] ainsi que les retours sur les différents Workshops [32] permettront quant à elles de s'assurer d'une validité accrue du maillage et des résultats obtenus.

Le choix des conditions limites sous Fluent fera lui aussi appel à l'expérience de l'utilisateur ainsi qu'à la littérature. Mis à part les paramètres de l'étude dictés par les essais en soufflerie, les paramètres numériques à implémenter dans le logiciel comme le choix de modèles de turbulence ou le schéma de résolution seront choisis parmi ceux ayant fait leurs preuves. Des articles de la littérature viendront seconder ces choix notamment ceux de Rumsey et Spalart [33, 34] dans l'application de paramètres performants dans les modèles de turbulence Spalart-Allmaras et $k-\omega$ SST [35].

1.2.2 Vérification et validation

Ce projet se donne pour objectif d'évaluer la capacité d'une méthode CFD à prédire avec précision les caractéristiques aérodynamiques d'un avion pendant les différentes phases du vol et celle-ci ne pourrait être considérée comme acceptable sans une phase de vérification et de validation indispensable maintenant à l'approbation des résultats [36, 37]. De nombreuses méthodes existent maintenant dans la littérature et certaines font foi en termes de validation et vérification notamment celles de Roache [38], de l'AIAA [39] et de l'ASME [40]. Cette méthode doit reposer sur des critères de rigueur et de précision dans le choix des paramètres d'entrée qui permettront d'attester de la valeur physique réelle des résultats produits. Pour valider la méthode CFD développée dans la présente étude, les différents paramètres seront confrontés aux critères d'évaluation des articles soumis au *Journal of Fluids Engineering* [41] permettant notamment d'évaluer les incertitudes de discrétisation de la résolution numérique à partir de l'extrapolation de Richardson nécessitant 3 niveaux de maillages au minimum. La convergence en maillage sera aussi démontrée par des méthodes reconnues [42] afin d'attester de l'indépendance des résultats par rapport au niveau de raffinement. Basée sur l'utilisation d'un code commercial depuis lors reconnu sur la scène CFD, il n'est pas nécessaire dans la validation de développer les équations utilisées par Fluent ni même les approximations réalisées par celui-ci, car le code implémenté a depuis été testé et approuvé par la communauté.

Enfin, tel que recommandé dans les directives du *Journal of Fluids Engineering* [41], le cas du DPW2 sera le point de référence de la méthode et attestera de sa précision et les résultats

expérimentaux fournis par Bombardier viendront seconder les résultats CFD obtenus sur le BRA. Les données sur le BRA étant moins fiables que ceux pour le DPW2, les résultats seront présentés grâce à une métrique d'erreur développée par Oberkampf [43] testée et démontrée efficace sur deux cas de CFD de la littérature et donnant une bonne représentation de l'erreur entre mesures expérimentales et mesures numériques.

CHAPITRE 2

OBJECTIFS

2.1 Objectifs Généraux

Le but de ce projet est de développer une méthode de CFD permettant le calcul des dérivées de stabilité sur un avion complet à partir d'une géométrie 3D. Nous visons une précision de haute-fidélité afin d'évaluer le potentiel des méthodes numériques courantes pour les applications en terme de stabilité-contrôle. La méthode doit être développée sous la suite de logiciels ANSYS et comprendra :

1. une méthode de création de maillage sous le logiciel ICEM,
2. la mise en place du calcul, c'est-à-dire la détermination des paramètres optimaux, sous Fluent,
3. l'élaboration d'une méthode de post-traitement des calculs afin d'obtenir les dérivées de stabilité.

Cette méthode devra avant tout être testée et validée sur un cas de la littérature : le DPWII [1]. Ce cas de recherche élaborée conjointement par la NASA et l'AIAA afin de mettre en commun des connaissances de résolution en mécanique des fluides numériques. Elle gravite autour de l'étude d'une configuration créée par la NASA et DLR : le DLR-F6 qui évoluera par la suite pour les Workshops suivants en un Common Research Aircraft (CRA). Les résultats pour cette configuration proviennent des différents Workshops pour lesquelles des compagnies aéronautiques ainsi que des groupes de recherche ont participé et publié leurs propres résultats issus de logiciels, méthodes et architectures différents.

Une fois la méthode validée par les critères cités à la section *Vérification et validation*, celle-ci devra être appliquée et adaptée à un avion de recherche fourni par Bombardier Aéronautique. Le BRA servira à la fois de cas d'application pour ce projet, mais aussi de validation de résultats pour la compagnie.

Ces coefficients devront pouvoir être obtenus avec la même base de calcul pour les différentes configurations du même avion.

Pour rendre compte des résultats, les coefficients aérodynamiques, ainsi que les dérivées de stabilité, seront représentés en fonction de la plage d'incidence ou de lacet considérée ainsi qu'avec une métrique de validation qui rendra compte de l'erreur moyenne entre les données de références et les résultats numériques. Dans le cas du BRA, la majorité des résultats sera

présentée grâce à la métrique d'erreur ou bien sans axe chiffré afin de respecter la propriété intellectuelle du modèle fourni par Bombardier Aéronautique.

2.2 Objectifs Spécifiques

1. Développer un maillage structuré sur le DLR-F6 pour les configurations Body/Wing-Body(WB) sous Ansys ICEM. Le même zonage (*blocking*¹) devra être utilisé pour obtenir différents niveaux de raffinement du maillage afin d'en étudier la convergence et la précision. Il devra posséder un maillage suffisamment fin pour résoudre la sous-couche visqueuse de la couche limite, respecter un ratio d'élancement des mailles inférieur à 1.2 et posséder une qualité générale (critère ICEM) supérieure à 20%.
2. Développer un schéma de résolution sous Fluent comprenant l'ensemble des paramètres nécessaires à l'obtention de la meilleure précision possible. Comparer et déterminer le modèle de turbulence offrant les résultats les plus précis en comparant aux résultats expérimentaux. Le maillage devra ici être validé d'une part par la vérification interne du logiciel, mais aussi par sa vitesse de convergence qui doit rester raisonnablement rapide par rapport à la précision attendue ainsi que par la validation des y^+ .
3. Étudier la convergence en maillage, attester de la convergence du calcul au niveau des résidus et des grandeurs caractéristiques comme les coefficients aérodynamiques et procéder à la vérification des autres critères de validation du calcul CFD.
4. Créer un système de post-traitement des données de l'écoulement capable d'exploiter chacune des configurations. La génération de scripts d'automatisation sera un point essentiel à la diminution du temps d'exploitation et de traitement des données. Les scripts seront générés en Matlab de par sa simplicité d'implémentation, mais celui-ci devra permettre d'obtenir des données facilement exploitables dans d'autres logiciels qui seront utilisés pour le post-traitement comme Tecplot et CFD-Post.
5. Valider la méthode précédente grâce à la procédure de Vérification/Validation de l'AIAA et de l'ASME ainsi qu'en comparant les coefficients obtenus avec ceux disponibles dans les banques de données de la NASA pour le DPWII et modifier la méthode en conséquence.
6. Transposer la méthode sur le BRA :
 - Adapter la géométrie sous CATIA V5 afin de la rendre compatible avec une étude CFD, c'est-à-dire lisser toutes les surfaces, supprimer les appendices non indispensables à une étude de stabilité-contrôle (par exemple flaps, flaptracks, ...), boucher

1. Issu de l'anglais désignant la technique de maillage consistant à placer des blocs eux-mêmes gérant la disposition des mailles sur les axes de l'espace.

toutes les imperfections de la géométrie et prolonger les surfaces afin qu'elles soient toutes sécantes entre elles. Une fois nettoyées, exporter sous format Initial Graphics Exchange Specification (IGES) les 5 configurations qui seront étudiées :

Isolated-Fuse (IF), Wing-Body (WB), Wing-Body-Tail (WBT), Wing-Body-Nacelle (WBN), Wing-Body-Nacelle-Tail (WBNT).

- Développer une série de maillage avec un zonage initial sur le IF permettant de la faire évoluer à chaque nouvelle composante ajoutée.
- Appliquer la résolution Fluent validée au cas précédent et procéder à la Vérification/-Validation.
- Effectuer le post-traitement afin de comparer les résultats expérimentaux fournis par Bombardier sur le BRA.

CHAPITRE 3

MÉTHODOLOGIE

3.1 Déroulement de la recherche

3.1.1 Modification de la géométrie

Le point d'entrée de la méthode CFD est la géométrie, généralement sous forme de fichier numérique CAD. Celle-ci est ensuite retravaillée et nettoyée sous le logiciel de design numérique CATIA afin d'adapter la géométrie à une étude numérique et faciliter le processus de maillage. Les différentes surfaces sont soit bouchées, par exemple à l'emplacement des ailerons qui ne sont pas étudiés ici ou d'une pièce qui n'est pas utilisée dans une configuration plus basique de l'appareil, ou prolongées afin que celles-ci soient sécantes avec la pièce sur laquelle elles sont fixées, en l'occurrence le fuselage ; tout ceci dans le but de ne pas créer de trous difficiles à mailler et qui perturberaient l'écoulement.

La géométrie est ensuite incorporée au centre d'une enceinte (voir la figure 3.1) devant servir à simuler l'écoulement et paramétrée en fonction de l'envergure de l'avion. L'enceinte ici choisie est de forme trapézoïdale, car elle permet d'appliquer une condition unique d'écoulement sur l'ensemble du champ lointain (condition *Pressure-far-field* développée plus loin). L'enceinte est créée en prenant soin au fait que chacune des faces ne soit pas parallèle à la direction de l'écoulement amont afin d'améliorer les performances de calcul et profiter en même temps d'une topologie générant un maximum de mailles orthogonales. De plus, afin de diminuer l'envergure des calculs, seulement la moitié de la géométrie est étudiée. Pour ce faire, un plan de symétrie coupe la géométrie en deux et vient fermer l'enceinte de l'écoulement.

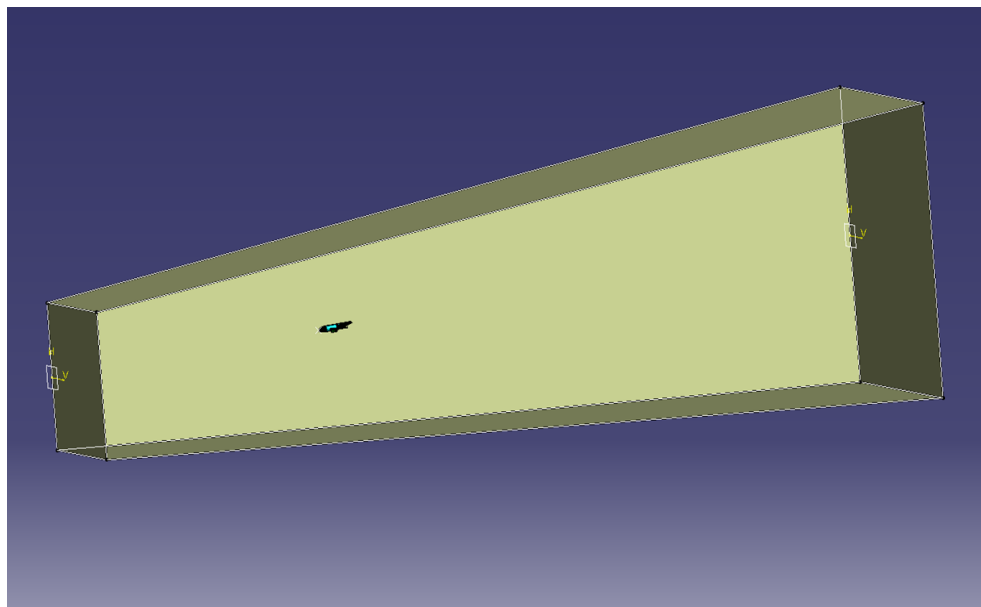


Figure 3.1 Création de l'enceinte d'écoulement sous Catia.

3.1.2 Maillage

Une fois la géométrie prête, celle-ci est transférée au logiciel ANSYS ICEM sous format IGES. L'approche choisie est la construction d'un maillage structuré basé sur un zonage permettant la meilleure gestion de la qualité aux endroits désirés. La topologie générale du maillage est basée sur les techniques les plus couramment utilisées, pour ce qui est de l'emplacement des différents blocs et du nombre de mailles par bloc ainsi que leur disposition, ces techniques sont liées à l'expérience de l'utilisateur et varient d'une personne à l'autre. Il existe une certaine subjectivité dans la manière de réaliser un bon maillage. Toutefois, il est possible de contrôler la qualité de celui-ci grâce aux outils intégrés à ICEM ainsi qu'à des critères visuels. Les points importants qui sont surveillés pendant le processus de maillage sont "l'aspect ratio" des différentes mailles, le déterminant, le ratio de régularité entre chaque maille ainsi que la taille de la première maille à la paroi. Le maillage, de type structuré, est ensuite converti en non-structuré afin d'être compatible avec le solveur Fluent. La topologie devient ainsi indépendante des blocs initialement créés et le maillage est maintenant considéré dans sa globalité plutôt que bloc par bloc.

3.1.3 Résolution de l'écoulement

La résolution de l'écoulement se déroule sous ANSYS Fluent. Le maillage est importé et paramétré suivant les différentes sections créées sous ICEM afin d'appliquer les conditions

limites adéquates. L'écoulement est ainsi simulé pour recréer les conditions les plus proches qui soient de la phase de test d'où proviennent les résultats expérimentaux. Afin d'être le plus fidèle possible, chaque propriété peut être paramétrée : les propriétés du fluide, le modèle de turbulence, les propriétés de l'écoulement (stationnaire, compressible, etc..). Une fois les paramètres d'entrée choisis, le calcul doit se dérouler sous la surveillance des grandeurs caractéristiques de l'écoulement comme le nombre de Mach et les grandeurs propres au calcul comme la taille des y^+ désirés et les résidus pour la convergence du calcul. Ces valeurs doivent scrupuleusement être respectées afin de rendre compte des caractéristiques aérodynamiques sinon il est impossible de réaliser des corrélations.

Pour considérer qu'un calcul est terminé, les résidus du calcul sont surveillés et ceux-ci doivent atteindre un niveau suffisamment bas (environ 10^{-9}) pour considérer qu'un calcul est convergé et que les fluctuations entre une itération et la suivante sont négligeables. Le suivi et la convergence des forces aérodynamiques de traînée, portance et moment de tangage, sera aussi effectué et leurs valeurs finales exportées afin d'être traitées par la suite.

Pour chaque nouvelle configuration/maillage, un cas de référence est tout d'abord effectué à incidence nulle afin de valider celui-ci et s'assurer qu'une convergence suffisante est atteinte. On procède à la validation de l'écoulement en vérifiant que les grandeurs citées précédemment sont en accord avec les attentes, on procède ensuite avec les maillages plus fins pour effectuer la convergence en maillage. Une fois que le cas de référence est validé, celui-ci est stocké et est prêt pour une série de calcul pour une plage d'incidence ou de lacet (voir *Automatisation du lancement*).

3.1.4 Vérification et validation

La phase de vérification et validation du calcul CFD se déroule en plusieurs étapes. Selon les directives de l'AIAA [39] et de l'ASME [40], les étapes à suivre lors de la vérification/validation (pour une étude non instationnaire) sont les suivantes :

1. Apporter des informations précises sur les paramètres implémentés dans le logiciel CFD :
 - (a) Spécifier précisément les conditions limites choisies.
 - (b) Dans le cas de méthodes préimplémentées reconnues, préciser les paramètres sélectionnés.
2. Précision minimum :
 - (a) Résolution des équations différentielles au 2^{nd} ordre.
 - (b) Pour les ondes de choc et les singularités : 1^{er} ordre accepté.
3. Utilisation de solveur CFD préexistant :

- (a) Vérification démontrée.
 - (b) Références à des cas tests donnés.
4. Précision dans la convergence spatiale :
- (a) Quantification des erreurs de discrétisation par convergence du maillage : utilisation de l'extrapolation de Richardson.
 - (b) Alternative : évaluer l'influence de modification des paramètres d'entrée sur les grandeurs étudiées.
5. Précision dans la convergence itérative :
- (a) Convergence du schéma itératif attesté.
 - (b) Critère d'arrêt du calcul basé sur une estimation de l'erreur sur la quantité d'intérêt (c.-à-d. : déterminer un critère de précision sur les chiffres significatifs des grandeurs étudiées).

Ces critères seront présentés dans chacun des deux cas et permettront d'attester de la rigueur mise en œuvre dans la mise en place de la méthode.

3.1.5 Infrastructure de calcul

Automatisation du lancement

Une partie de la programmation sous Matlab sera dédiée à l'implémentation d'un programme de génération automatique de scripts permettant l'automatisation du lancement des différents cas de calcul. Premièrement devant le temps de calcul nécessaire, la grosseur des fichiers et les ressources demandées, il devient très intéressant de lancer des calculs sans fenêtre graphique afin d'améliorer et d'accélérer les performances des machines ainsi que de ne pas être soumis aux erreurs des systèmes d'exploitation qui viendraient interrompre le calcul. Deuxièmement la plupart des cas de calcul présentés dans cette étude sont des balayages d'incidence ou de lacet où pour une même géométrie, un même maillage et des mêmes conditions limites, une plage de différents angles d'incidence ou de lacet est testée. Ainsi pour grandement accélérer cette phase, un premier cas à incidence et lacet nuls est testé sur les serveurs de calcul du laboratoire afin de s'assurer de son bon déroulement et de sa convergence. Une fois celui-ci résolu, il est envoyé sur le serveur de calcul plus puissant, celui du Réseau Québécois de Calcul de Haute Performance (RQCHP), afin de réaliser une série d'angles bien précis. Le script ainsi généré (figure 3.2) se charge d'ouvrir le premier cas de référence, d'effectuer une rotation du maillage par rapport aux axes de l'écoulement et de refaire converger le cas de calcul en prenant soin d'adapter les références pour le suivi des grandeurs aérodynamiques. Une fois convergé, ces grandeurs sont sauvegardées et le script passe à l'angle suivant.

```

1  file read-case "WBN-coarse.cas"
2  solve initialize compute-defaults pressure-far-field farfield
3  solve monitors residual check-convergence no no no no no
4  solve monitors residual plot no
5  mesh rotate -15 0 0 0 0 1 0
6  solve monitors force drag-coefficient yes body wing engine () yes yes "cd_history_-15" no no 1 0 0
7  solve monitors force lift-coefficient yes body wing engine () yes yes "cl_history_-15" no no 0 0 1
8  solve monitors force moment-coefficient yes body wing engine () yes yes "cm_history_-15" no no 13.5234 0 5.3405 0 1 0
9  solve initialize initialize-flow
10 solve initialize fmg-initialization yes
11 solve iterate 1500
12 file write-case-data "WBN_Coarse_Alpha_-15.cas"
13 mesh rotate 15 0 0 0 0 1 0
14 mesh rotate -13 0 0 0 0 1 0
15 solve monitors force drag-coefficient yes body wing engine () yes yes "cd_history_-13" no no 1 0 0
16 solve monitors force lift-coefficient yes body wing engine () yes yes "cl_history_-13" no no 0 0 1
17 solve monitors force moment-coefficient yes body wing engine () yes yes "cm_history_-13" no no 13.7015 0 4.8653 0 1 0
18 solve initialize initialize-flow
19 solve initialize fmg-initialization yes
20 solve iterate 1500
21 file write-case-data "WBN_Coarse_Alpha_-13.cas"
22 mesh rotate 13 0 0 0 0 1 0
23 mesh rotate -11 0 0 0 0 1 0
24 solve monitors force drag-coefficient yes body wing engine () yes yes "cd_history_-11" no no 1 0 0
25 solve monitors force lift-coefficient yes body wing engine () yes yes "cl_history_-11" no no 0 0 1
26 solve monitors force moment-coefficient yes body wing engine () yes yes "cm_history_-11" no no 13.863 0 4.3841 0 1 0
27 solve initialize initialize-flow
28 solve initialize fmg-initialization yes
29 solve iterate 1500

```

Figure 3.2 Un exemple de script d'automatisation d'une série de calculs.

Plateforme de calcul (RQCHP)

Les différents calculs ont été lancés sur les serveurs du RQCHP basés à l'Université de Montréal. Les serveurs du RQCHP utilisent un gestionnaire de file d'attente en Torque/PBS permettant de définir les nombres de processeurs, le nombre de noeuds, la quantité de RAM ainsi que le temps de calcul désiré. Chaque script de soumission de calcul permet lui-même de lancer un script Fluent sans aucune fenêtre graphique si ce n'est la console d'accès au serveur permettant aussi le suivi des résidus par des requêtes simples. Les caractéristiques du serveur de calcul sont les suivantes :

- 7560 coeurs (unités de calcul) = 630 noeuds de calcul de 12 coeurs chacun ;
- Chaque noeud comporte 2 processeurs Intel Westmere-EP X5650 hexa-coeurs, @ 2,667GHz ;
- Chaque processeur a 12 Mo de mémoire cache 2,667 GHz, partagée par ses 6 coeurs.

Il y a deux types de noeuds : des noeuds avec 24 Go de mémoire (2 Go par coeur), et des noeuds avec 48 Go de mémoire (4 Go par coeur).

- Réseau Infiniband QDR non bloquant sur l'ensemble de la grappe ;
- Système d'exploitation : Scientific Linux 6.1.

La puissance de calcul de pointe du système est 80,4 TFlops. La mémoire totale du système est de 22,68 To.¹

1. Selon <https://rqchp.ca>.

3.1.6 Post-Traitement

Extraction des résultats

La programmation sur Matlab de plusieurs outils d'automatisation du processus de traitement est une partie importante du projet. Les outils se basent sur les fichiers exportés de Fluent et permettent d'obtenir à partir d'une série de fichiers résultats la matrice complète des coefficients aérodynamiques C_L, C_D et C_M ainsi que les dérivées de stabilité pour le cas associé (balayage en incidence, en lacet ...). Les coefficients seront mesurés en "axes vent". Une grande quantité de résultats sera alors disponible et quelques-uns seront tracés et comparés aux données expérimentales.

Métrie de validation

Pour rendre compte de la précision de la méthode sur l'ensemble de la banque de résultats, la métrie développée par Oberkampf et Barone [43] sera utilisée. Ces derniers ont démontré l'efficience d'une norme rendant compte de l'erreur entre des résultats numériques et des résultats expérimentaux. La métrie utilisée dans [43] est basée sur une norme intégrale d'ordre 1 ; Oberkampf souligne que dans le cas où les mesures sont proches de zéro, la métrie n'est plus assez efficace et c'est pourquoi, dans le cas présent, une norme dérivée de celle présentée par Oberkampf sera utilisée. En effet les résultats sur le BRA, notamment le C_M , étant très proches de 0, la métrie d'ordre 1 donnait des résultats trop grands. Cette norme est basée sur une norme intégrale d'ordre 2 et développée à l'équation 3.1.

$$|E|_{abs} = \frac{1}{\alpha_{max} - \alpha_{min}} \sqrt{\int_{\alpha_{min}}^{\alpha_{max}} |y_{XP} - y_{CFD}|^2 d\alpha} \quad (3.1)$$

avec :

- α : l'incidence
- y_{XP} : la mesure expérimentale
- y_{CFD} : la mesure numérique

Afin d'obtenir une norme relative, $|E|_{abs}$ est normalisée par la valeur moyenne en norme 2 de la mesure expérimentale définie en 3.2.

$$|\overline{y_{XP}}| = \frac{1}{\alpha_{max} - \alpha_{min}} \sqrt{\int_{\alpha_{min}}^{\alpha_{max}} |y_{XP}|^2 d\alpha} \quad (3.2)$$

L'erreur relative est alors définie par :

$$\left| \frac{E}{\overline{y_{XP}}} \right| = \frac{\sqrt{\int_{\alpha_{\min}}^{\alpha_{\max}} |y_{XP} - y_{CFD}|^2 d\alpha}}{\sqrt{\int_{\alpha_{\min}}^{\alpha_{\max}} |y_{XP}|^2 d\alpha}} \quad (3.3)$$

Les normes relative et absolue permettront d'évaluer et de rendre compte de façon plus concise de la précision de la présente méthode en appliquant la métrique sur le cas de validation et ensuite sur le BRA.

Dans les cas du DPWII, les résultats utilisés pour la comparaison sont exhaustifs et validés par de nombreuses études c'est pourquoi le degré de précision devra être élevé et la marge d'erreur sera très faible. Une discussion sera faite sur la difficulté quant à la détermination du C_M . Pour ce qui est du BRA, les résultats expérimentaux seront sujets à discussion et les cas les plus performants comme les moins bons seront présentés pour discussion.

Dérivées de stabilité

Afin d'obtenir les dérivées de stabilité pour les cas étudiés, les données expérimentales et numériques sont traitées sous Matlab. Les mesures de ces derniers n'étant pas disponibles aux mêmes angles, une interpolation par spline cubique est tout d'abord réalisée afin d'obtenir les coefficients C_L , C_D et C_M entre -15° et 15° pour les balayages en incidence, et -10° à 10° pour les balayages en lacet avec un pas de 0.5° . Aucun lissage n'a été réalisé. Une fois les mesures obtenues aux mêmes angles, celles-ci sont dérivées pour obtenir les dérivées de stabilité.

CHAPITRE 4

CAS DE VALIDATION : LE "DRAG PREDICTION WORKSHOP II"

4.1 Introduction

Le "Drag Prediction Workshop" est organisé tous les 2 à 3 ans et regroupe les plus prestigieux groupes de recherche en mécanique des fluides numériques de l'industrie aéronautique (Airbus, Boeing, Dlr ...) et du milieu académique. Organisé conjointement par la NASA et l'AIAA, il met en commun les connaissances et les méthodes existant à l'heure actuelle pour la résolution CFD des équations de Navier-Stokes. Pour chaque DPW, une géométrie est choisie et les participants doivent l'étudier afin d'évaluer selon les méthodes de leur choix l'efficacité du code CFD utilisé. C'est l'occasion pour chacun de mettre en avant les performances particulières des codes aussi bien maison que commerciaux, ainsi que d'évaluer le potentiel de la concurrence tout en faisant profiter le domaine de la recherche des différentes avancées dans la CFD et d'évaluer les secteurs nécessitant de l'approfondissement.

Les géométries pour le DPWI et le DPWII furent respectivement le DLR-F4 et le DLR-F6 dans leurs configurations WB et WBE. Ces deux premiers Workshops furent consacrés à étudier les performances de l'installation moteur sous l'aile et les différences de performance suivant sa position relative à l'envergure, mais rapidement la difficulté des études avec nacelle installée orienta les organisateurs vers une simple configuration WB permettant d'accentuer les discussions sur la partie résolution RANS plutôt que sur les difficultés du maillage. Par la suite, la géométrie issue de DLR fut remaniée par la NASA pour se concentrer sur l'aérodynamisme général de l'appareil pour donner naissance au Common Research Aircraft, largement dérivé du DLR-F6. Les DPWIII, DPWIV et DPWV furent consacrés à ce modèle d'avion et ses performances aérodynamiques dans le domaine du transsonique afin de tester les codes CFD les plus pointus dans leurs limites.

Dans le cadre de ce projet, l'importance de ce forum a permis de débloquent une importante banque de résultats fiables sur le DLR-F6 en configuration WB incluant les coefficients aérodynamiques pour différentes phases ainsi que les coefficients de pression à différents plans de l'aile qui serviront de référence pour la phase de validation de ce projet.

4.2 Méthodologie spécifique

4.3 Géométrie

La géométrie fournie au DPWII a été étudiée dans la soufflerie de l'ONERA au format maquette pour en extraire les coefficients aérodynamiques importants qui serviront de référence pour l'étude CFD. La géométrie du DLR-F6 est obtenue de la NASA à partir des sites du Drag Prediction Workshop ([1]) sous format IGES afin d'être directement intégrée dans ICEM.

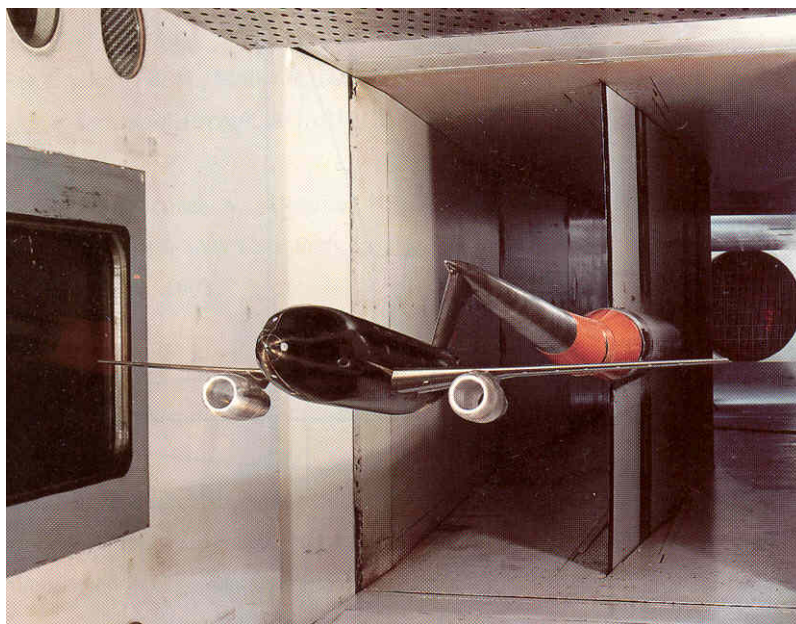


Figure 4.1 La maquette du DLR-F6 testée dans la soufflerie de l'ONERA.

Le DLR-F6, dans sa taille normale, possède une envergure d'environ 30m ce qui le rapproche des avions de grande ligne tels que l'Airbus A320. Son design a été choisi afin d'obtenir un C_L de 0.5 pour un Mach de croisière de 0.75 et un nombre de Reynolds de $3 \cdot 10^6$ à incidence proche de 0.

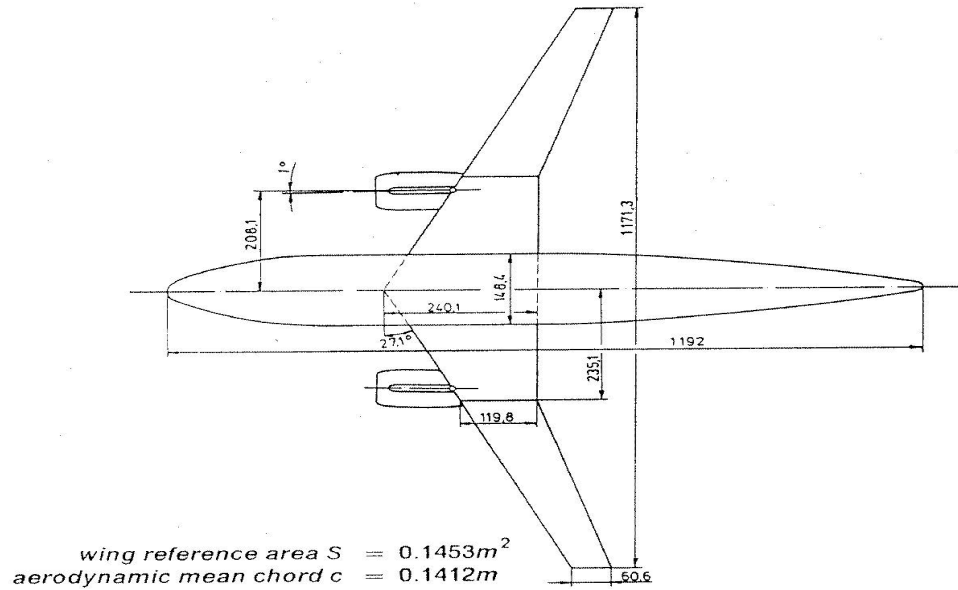


Figure 4.2 Les proportions de la maquette du DLR-F6 (extrait de [1]).

Les différentes caractéristiques du DLR-F6 à l'échelle de la maquette telles qu'utilisées dans l'étude CFD sont réunies au tableau 4.1

Tableau 4.1 Les dimensions générales du DLR-F6.

	Dimensions
Span	1.1713 m
C_{ref}	0.1412 m
S_{ref}	0.1453 m^2
X_{ref}	0.5049 m
Y_{ref}	0

La géométrie fournie pour le Workshop est relativement propre et ne nécessite aucune intervention au niveau de la réparation des surfaces et des connexions. C'est pourquoi celle-ci est directement utilisable pour le début de l'étude CFD.

Pour contenir l'écoulement, le logiciel de CFD nécessite une enceinte close (noté *farfield* en rapport avec la condition limite appliquée) et pour faciliter l'étude qui ne sera qu'une étude en incidence et non en lacet, seulement une demi-géométrie sera utilisée afin de profiter du plan de symétrie.

L'enceinte, de forme trapézoïdale (illustrée figure 4.3), possède donc 5 faces sur lesquelles

une condition limite de fluide entrant/sortant sera appliquée et une face de symétrie. La forme trapézoïdale a été choisie afin de réduire le nombre de mailles nécessaires au farfield comparé aux enceintes de type sphérique où de nombreuses mailles très loin de la géométrie sont inutiles lorsque l'on veut respecter une distance de 100 fois la longueur de référence dans le sillage de l'avion. Cette forme d'enceinte est aussi bien adaptée à la condition limite choisie, car elle permet d'avoir un minimum de faces par lesquelles le fluide sort (*outlet*) et un maximum de cellules où celui-ci entre (*inlet*), ce qui améliore les performances de calcul par rapport à une enceinte sphérique.

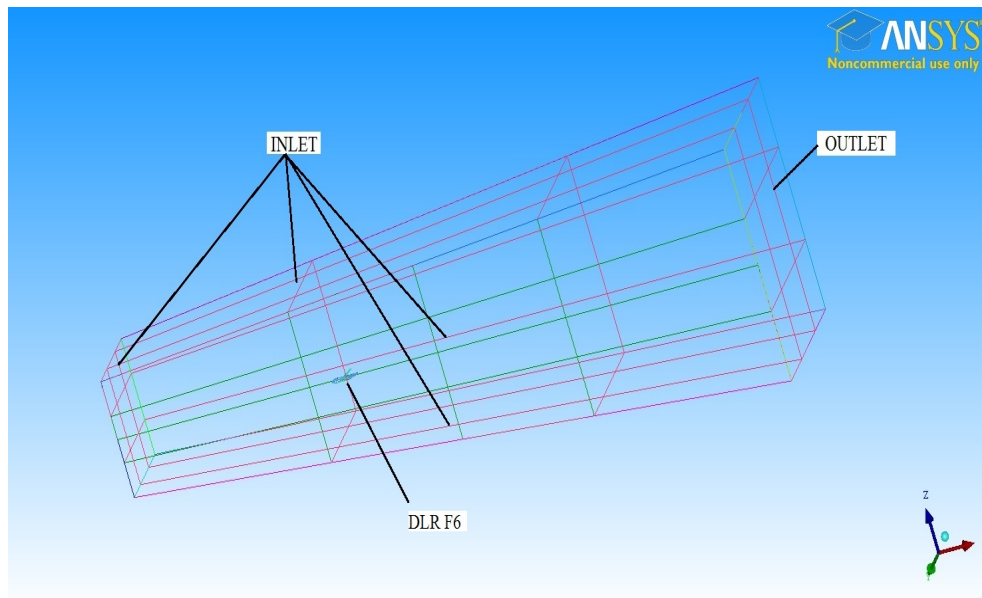


Figure 4.3 L'enceinte trapézoïdale générée autour du DLR-F6.

Une opération importante réalisée sur la géométrie une fois le farfield intégré est la séparation en différents groupes d'éléments géométriques *Parts* afin d'être plus facilement exploitables sous Fluent notamment pour assigner des conditions limites et faire le suivi des forces sur différents éléments. Ainsi, le maillage final comporte les *parts* suivantes :

- *BODY* : le demi-fuselage,
- *WING* : l'aile,
- *SYMMETRY* : la surface représentant le plan de symétrie,
- *FARFIELD* : les 5 autres surfaces gérant l'entrée/sortie du fluide.

Ensuite quelques opérations minimales sur la géométrie ont été réalisées dans le but de faciliter le processus de maillage comme la création de points ou de courbes à l'intersection de surfaces sécantes ou l'amélioration des contours de certaines surfaces.

4.4 Maillages

4.4.1 Construction du maillage

Une fois la géométrie prête, le maillage structuré est développée par la technique du *blocking*. Le premier bloc est intégré à une nouvelle *part* nommée *FLUID*. Ce bloc sera le point de départ du zonage général. Il va naturellement se coller aux 6 surfaces composées du farfield et du plan de symétrie. On divise alors ce bloc de nombreuses fois dans le but d'améliorer la gestion des zones d'intérêt. Le champ lointain comportera le moins de blocs possible, car sa configuration uniforme ne nécessite que très peu d'actions. Proche de la géométrie, le zonage comportera davantage de blocs afin de mieux gérer la complexité de la géométrie.

Le zonage utilise des topologies en H (*H-Grid*) (figure 4.4), en O (*O-Grid*) (figure 4.5) et en C (*C-Grid*) et toutes les combinaisons et dérivées de ces topologies.

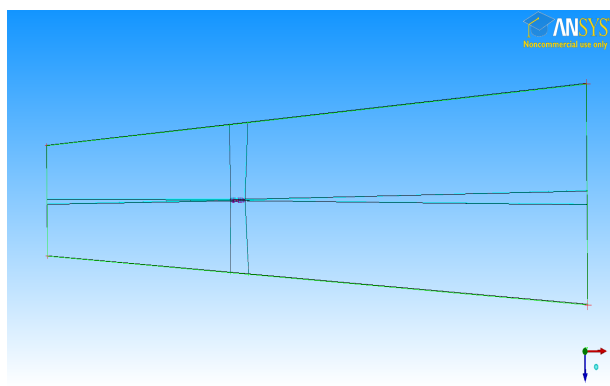


Figure 4.4 Un maillage en H autour de la géométrie.

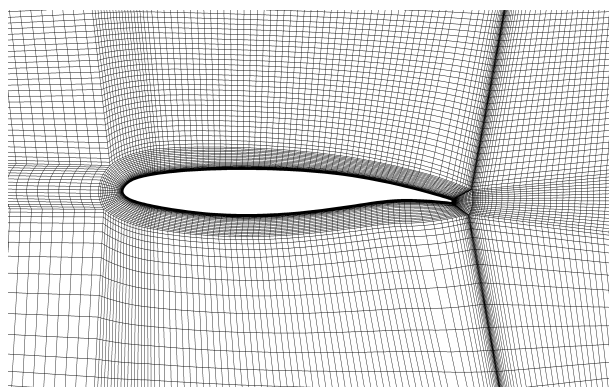


Figure 4.5 Un maillage en O autour d'une aile.

La figure 4.6 montre le zonage utilisé proche de la géométrie avec en vert foncé les faces des mailles appuyées sur le plan de symétrie. On peut y voir une forte concentration des mailles proche du fuselage et une rapide expansion lorsque l'on s'en éloigne. Le maillage réalisé est basé sur une topologie en H à partir du farfield puis des topologies en O autour du fuselage et de l'aile. Les figures 4.7 et 4.15 montrent des plans de coupe du maillage autour de la géométrie et l'on peut voir que la topologie en H se retrouve dans les différents axes.

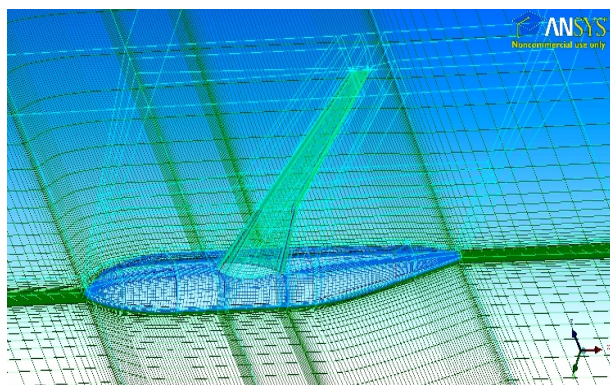


Figure 4.6 Zonage utilisé proche de la géométrie.

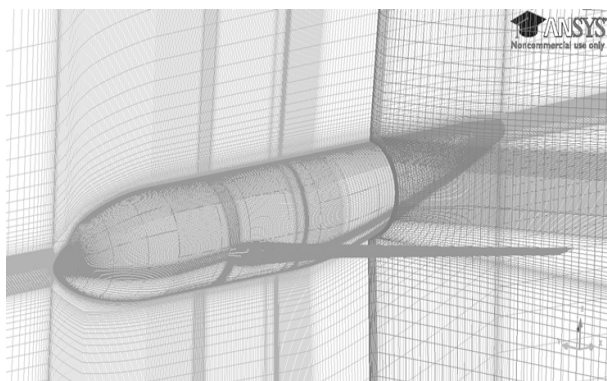


Figure 4.7 Zonage utilisé avec plan de coupe

Les critères de maillage suivis ont été ceux proposés au DPWII dans la section 'Guidelines' (voir annexe B). La majeure partie du travail de maillage se fait de façon visuelle, en essayant d'obtenir autant que possible un maillage propre avec une continuité globale dans la taille des mailles d'un bloc à l'autre, des mailles les plus cubiques possible pour avoir un bon "aspect ratio" et les plus orthogonales possible aux faces de la géométrie étudiée. Le ratio d'expansion d'un maillage a quant à lui été fixé à 1.2 dans l'ensemble des blocs. Cependant d'un bloc à l'autre l'utilisateur doit s'assurer d'une certaine continuité entre les mailles en périphérie de ce bloc et celles dans les blocs adjacents.

La répartition des mailles sur les 3 axes d'un bloc peut être gérée par des lois mathématiques et celle choisie ici principalement, et qui fait référence dans le domaine du maillage, est la loi bi-géométrique qui permet de contrôler la taille aux extrémités de chacun des axes ainsi que le ratio d'expansion de celle-ci comme le montre la figure 4.8.

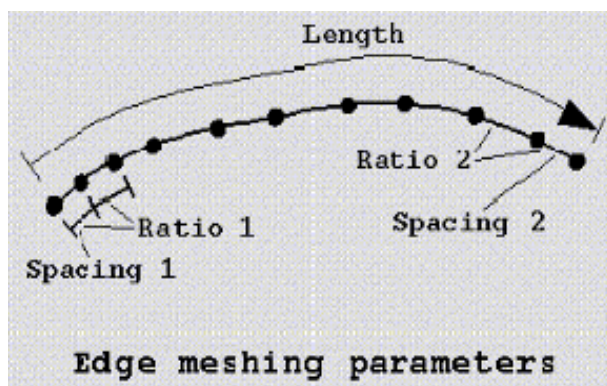


Figure 4.8 Aperçu de la loi bi-géométrique de répartition des maillages sur une arête [30].

Le nombre de mailles par bloc est laissé au choix de l'utilisateur. Il doit être suffisant pour résoudre la complexité de la géométrie sur laquelle les mailles se collent, mais ne doit pas être trop important pour ne pas obtenir un maillage trop volumineux et pour lequel les calculs CFD seraient beaucoup trop longs. Le nombre de mailles par bloc a été choisi afin de pouvoir bénéficier de la résolution Multi-Grid¹ de Fluent et donc, avoir des blocs dont le nombre de mailles est successivement divisible par 2. Le niveau de MutliGrid ici choisi est 3. C'est pourquoi le nombre de mailles sur chaque arête de chaque bloc est un multiple de 2^3 , le minimum étant 8 mailles par arête et donc 512 mailles minimum par bloc (pour le maillage de raffinement moyen).

Le zonage est paramétré et permet de multiplier le nombre de mailles dans les 3 directions par un unique coefficient pour obtenir différents niveaux de raffinement du plus grossier au plus fin tout en respectant des niveaux de multigrid pour aider la convergence sous Fluent. A des fins de tests, le nombre de mailles est tout d'abord divisé par un facteur 2 afin d'obtenir un maillage très grossier qui sera testé sous Fluent afin de détecter avec un calcul très rapide les anomalies importantes dans le maillage ou dans les paramètres. Si le maillage très grossier est accepté par Fluent et permet de converger à un certain niveau, alors les maillages plus fins sont en général valides.

La taille de la première cellule quant à elle a été fixée à $0.001m$ pour obtenir des y^+ en dessous de 1 pour le maillage *Medium*. Une limite supérieure de 5 est tolérée pour le maillage le plus grossier. Les 3 niveaux de raffinement de maillage, notés *Coarse*, *Medium* et *Fine*, le nombre de cellules dans chacun ainsi que les paramètres de qualité propres à ICEM² sont réunis au tableau 4.2. Le raffinement du maillage est représenté aux figures 4.9 à 4.14.

Tableau 4.2 Les différents niveaux de maillage étudiés.

Nom	Taille	Nombre de blocs	Niveau de Multigrid	Critère de qualité	Ratio maximal de changement de volume
<i>Coarse</i>	562 688	156	3	13.1%	232.09
<i>Medium</i>	4 501 504		4	23.5%	20.8
<i>Fine</i>	36 012 032		5	43.5%	142

1. Résolution parallèle du solveur sur le maillage d'entrée ainsi que sur des maillages plus grossier obtenu par division successive du premier permettant d'augmenter la rapidité générale de résolution.

2. Le critère de qualité présenté est calculé par ICEM et prend en compte le déterminant des cellules, la déviation orthogonale maximale et le gauchissement pondérés en fonction du diagnostic le plus faible.

Le *ratio maximale de changement de volume* est défini par $\frac{|V_{\text{voisin}} - V_i|_{\text{max}}}{V_i}$.

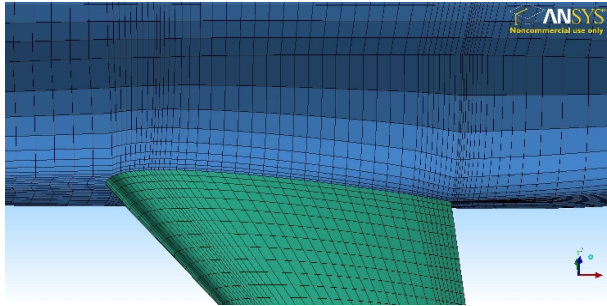


Figure 4.9 Maillage *Coarse*

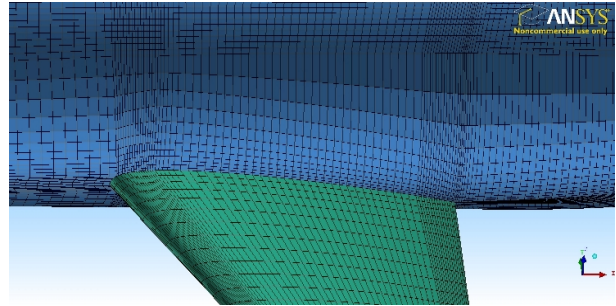


Figure 4.10 Maillage *Medium*

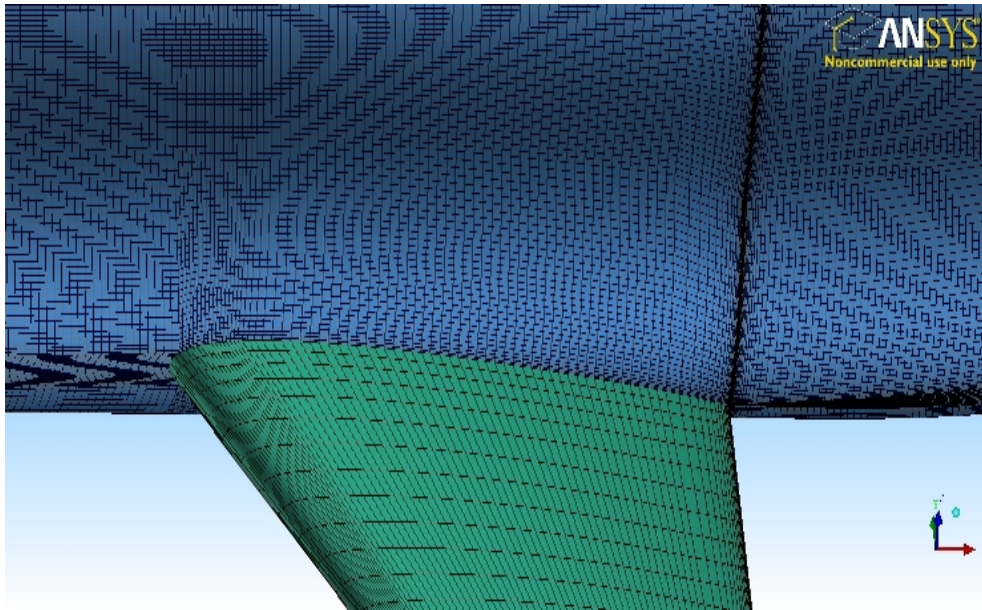
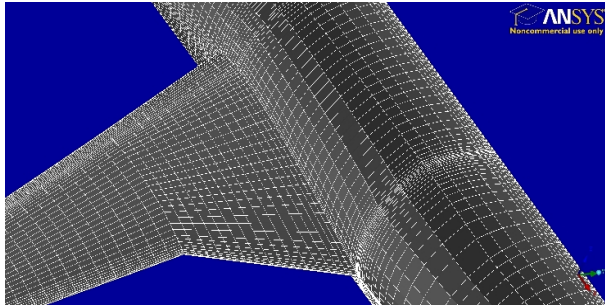
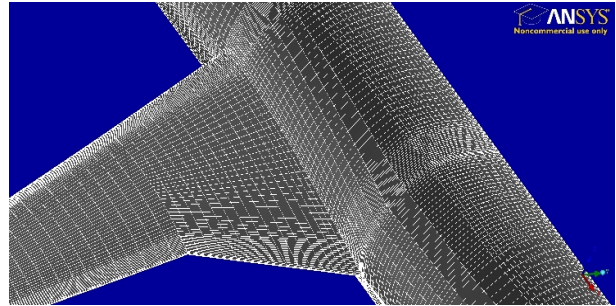
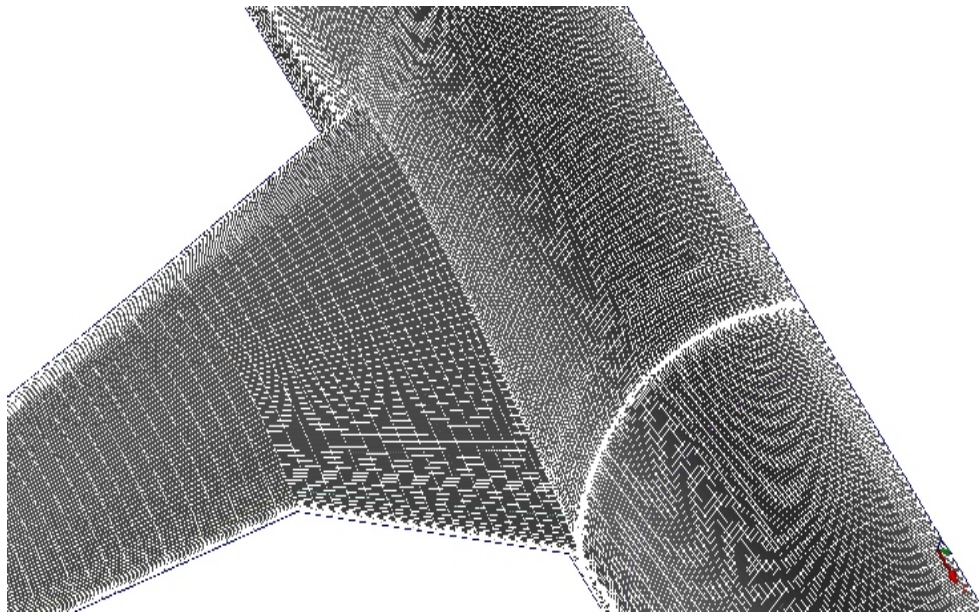


Figure 4.11 Maillage *Fine*

Figure 4.12 Maillage *Coarse*Figure 4.13 Maillage *Medium*Figure 4.14 Maillage *Fine*

4.4.2 L'architecture en détail

La figure 4.15 montre plusieurs des topologies utilisées pour le zonage de l'avion. Au bas de la figure, on peut voir le bord du zonage en H utilisé entre les blocs séparant le bloc central (contenant la géométrie) et le reste du champ. Cette topologie permet d'obtenir un maximum de mailles très orthogonales avec un ratio d'élancement proche de 1. À l'intérieur du bloc central, on discerne la topologie en O utilisée autour du fuselage ainsi qu'autour de l'aile. C'est dans ces blocs que la couche limite peut être paramétrée et l'on peut y voir la grande concentration de mailles proche de la structure en question.

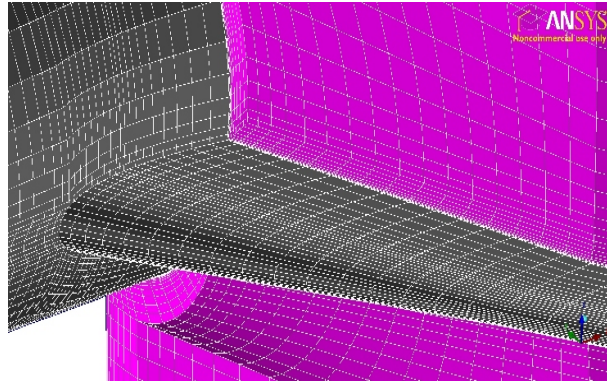


Figure 4.15 Zonage utilisé à la jonction fuselage\ aile.

Pour une meilleure continuité dans le maillage, il est important de faire attention à la jonction du O-bloc de l'aile et celui du fuselage. En effet, une jonction simple est constituée de blocs dont une face est collée au fuselage et la suivante collée à l'aile. Ceci donnerait lieu à des mailles extrêmement petites à l'intersection des 2 structures, car celles-ci devaient respecter la taille nécessaire à la couche limite orthogonalement à l'aile et au fuselage (voir figure 4.16). C'est pourquoi dans de tels cas, une jonction dite "à 45°" est préférable, c'est-à-dire où les blocs opérant la jonction entre deux structures perpendiculaires ne forment pas un "L" mais sont symétriques par rapport à la bissectrice de l'angle formé par ces structures (voir figure 4.17). Cette technique a été appliquée au cas du DLR-F6 à la jonction fuselage/aile comme le montre la figure 4.18.

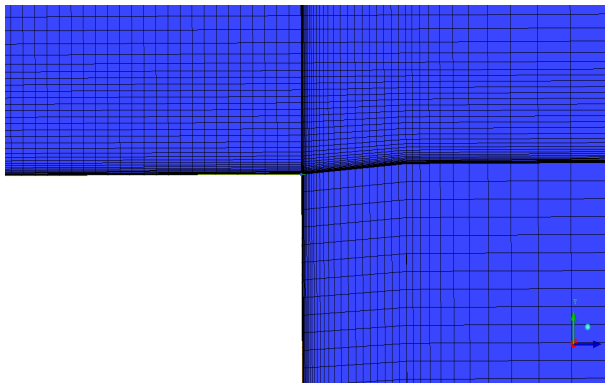


Figure 4.16 Jonction orthogonale entre les blocs.

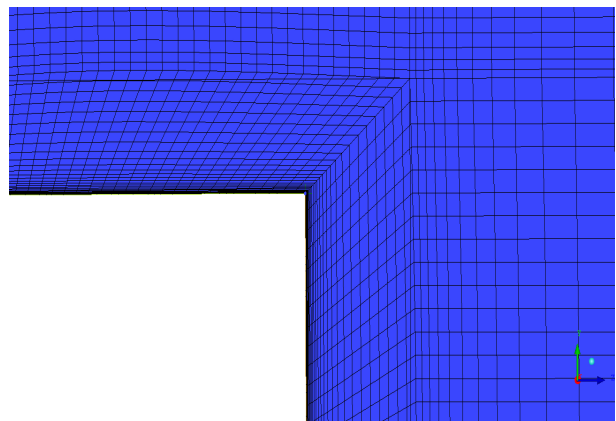


Figure 4.17 Jonction à 45deg entre les blocs.

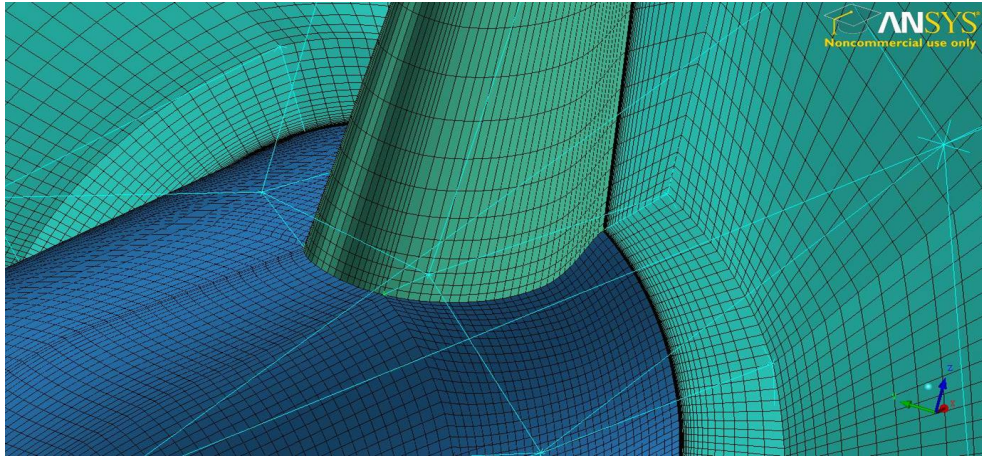


Figure 4.18 Jonction à 45deg sur le DLR-F6

La figure 4.19 montre les conséquences d'un zonage en O autour de l'aile, c'est-à-dire que si l'on considère que 4 blocs sont nécessaires à mailler une aile dans son contour, la totalité d'un bloc est utilisée pour mailler le bord d'attaque et le bord de fuite. Dans le cas du DLR-F6, le bord de fuite est de type *épais* et il est nécessaire de prendre en compte que le nombre de mailles destinées à suivre le bord de fuite va se propager dans la direction perpendiculaire au bord de fuite. C'est pourquoi il est important que le nombre de mailles ne soit pas trop élevé afin que le maillage ne soit pas excessivement dense au bord de fuite. Le nombre de mailles pour résoudre le bord de fuite a ainsi été fixé à 16 pour le maillage Medium (8 et 32 pour les maillages Coarse et Fine respectivement). De plus pour adoucir cette densité importante, il est important que les blocs s'étirent en largeur derrière le bord de fuite pour obtenir rapidement un maillage plus uniforme (voir figure 4.19).

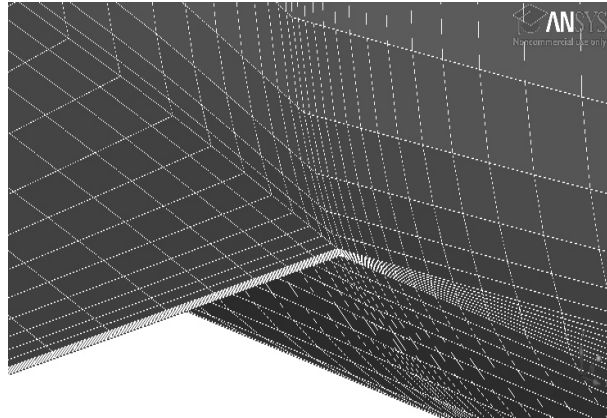


Figure 4.19 Zonage utilisé proche de l'aile

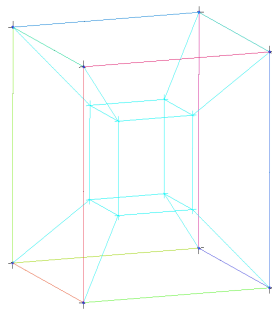


Figure 4.20 Topologie O-Grid.

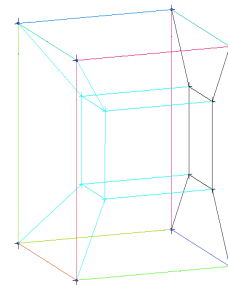


Figure 4.21 Topologie C-Grid.

Enfin, un dernier point important du maillage est la répartition des blocs autour de l'aile. Un O-Grid dans le sens de la corde ainsi qu'un C-Grid dans l'envergure de l'appareil sont utilisés pour gérer la disposition des blocs dans les 3 dimensions (voir figures 4.20 et 4.21). Le maillage de l'aile est l'un des points les plus importants et le maillage doit y être relativement propre étant donné la complexité des phénomènes aérodynamiques qui s'y produisent. Les blocs en bout d'aile sont quant à eux fermés grâce à l'introduction d'un nouveau C-Grid au niveau de la surface du bout de l'aile (figure 4.22). Ceci permet d'avoir un meilleur contrôle sur l'orientation du maillage au niveau de cette surface et d'obtenir des mailles relativement orthogonales.

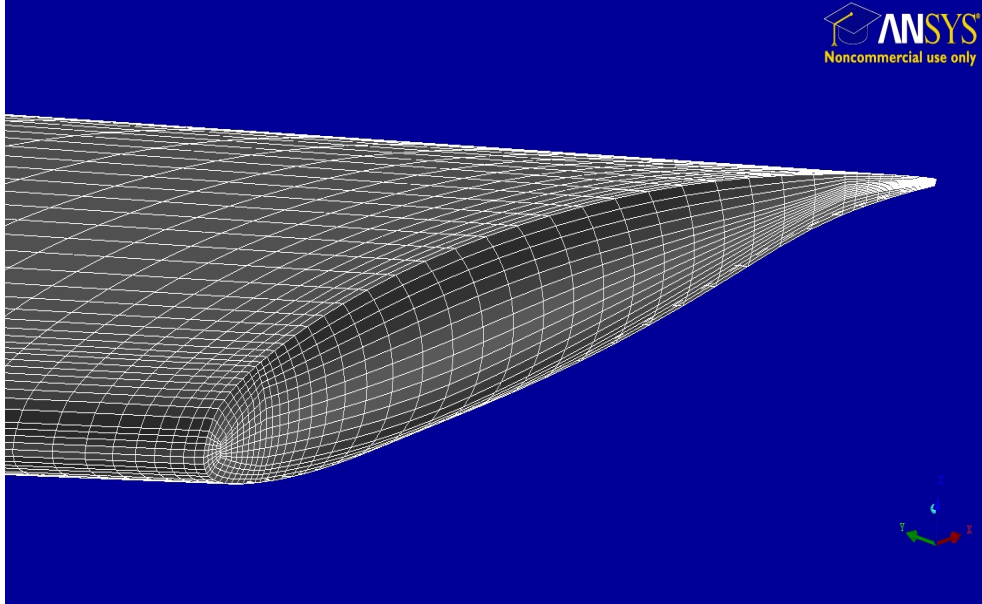


Figure 4.22 Maillage Fine

4.5 Résolution sous Fluent

4.5.1 Type de solveur

La résolution des équations RANS est réalisée par Fluent V13 sous architecture Linux. Celui-ci ne traitant que les maillages non structurés, il est requis de convertir le zonage sous ICEM en maillage non structuré compatible avec Fluent tout en conservant les bénéfices qu'apporte le zonage c'est-à-dire le contrôle total du placement et du raffinement du maillage ainsi que l'utilisation de mailles hexaédriques apportant certains bénéfices en termes de résolution RANS par rapport aux mailles tétraédriques. Le solveur choisi sous Fluent est de type compressible Density-Based-Coupled-Solver (DBCS)³ en régime permanent. Une résolution en régime permanent reste adaptée pour la majeure partie de la plage d'incidence étudiée. Par contre elle devient moins fiable lorsque des phénomènes instationnaires entrent en jeu tels que les décollements ou les vortex qui nécessitent de résoudre l'écoulement en prenant en compte le temps. L'ensemble des paramètres relatifs au solveur sont réunis au tableau 4.3.

3. Schéma de résolution résolvant les équations de la quantité de mouvement et de continuité simultanément à l'inverse du Segregated-Solver qui isole chacune des équations et les résout tour à tour. Son efficacité à grandement amélioré la résolution sous Fluent depuis son implémentation[44] .

Tableau 4.3 Configurations de calcul.

Paramètre	Symbole
Solveur	Density-Based en régime permanent
Schéma	Coupled
Formulation	Implicite
Schéma de différenciation	ROE-FDS
Schéma de discrétisation	Centré Green-Gauss
Précision	2^{nd}
Initialisation FMG	5 niveaux à CFL=0.2
Solution Steering	CFL de 2 à 100
	Facteur de sous-relaxation=0.2
	Mise à jour du CFL/5 itérations
Équation de l'énergie	Activée
Modèle de turbulence	$k - \omega$ SST

4.5.2 Cas proposés

Dans le déroulement du DPWII, les participants étaient invités à comparer leurs résultats entre eux ainsi qu'avec les résultats expérimentaux sur des cas définis par les organisateurs qui correspondaient aux essais réalisés dans la soufflerie de l'ONERA. Les différents cas d'écoulement proposés et qui ont été réalisés dans le cadre de ce projet à titre de validation sont réunis au tableau 4.4. Il s'agissait d'un cas de validation où il était nécessaire de faire varier l'incidence pour obtenir un C_L de 0.5 avec nombre de Mach et nombre de Reynolds fixés, et d'un cas en balayage d'incidence où le but était de réaliser une polaire de traînée. Dans les deux cas, les résultats expérimentaux en C_L , C_D et C_M ainsi que les coefficients de pression C_p à différents plans de l'aile étaient disponibles et ont permis de comparer les résultats numériques de la présente étude aux résultats expérimentaux.

Tableau 4.4 Les cas de calcul proposés.

Cas	Intitulé	Requis
1	Étude de convergence en 1 point	Mach = 0.75
		Re = 3×10^6
		Cl = 0.5
		Complètement turbulent
		3 niveaux de raffinement de maillage
2	Polaire de traînée	Mach = 0.75
		Re = 3×10^6
		Complètement turbulent
		Maillage Moyen du cas 1

4.5.3 Paramètres

Les paramètres propres à l'écoulement ont été fixés pour le Workshop afin de correspondre aux essais en soufflerie lorsque ceux-ci étaient indiqués. Pour ceux restants, ils ont été calculés à partir du nombre de Reynolds qui lie l'ensemble des valeurs entre elles. Ceux-ci sont réunis au tableau 4.5. La densité du fluide est quant à elle calculée à chaque itération par l'équation des gaz parfaits.

Tableau 4.5 Configurations de calcul.

Paramètre	Symbole	Valeur	Unité
Mach	M	0.75	
Reynolds	Re	$3 \cdot 10^6$	
Chaleur spécifique	C_P	1006.43	J/kg.K
Viscosité	μ	1.4003e-05	kg/m.s
Température	T	310	K
Conductivité thermique	k	0.0242	W/m.K
Pression	P	101 000	Pa
Énergie cinétique turbulente	k	1.15	m ² /s ²
Taux de dissipation spécifique	ω	4850	1/s

La condition limite appliquée sur l'enceinte gérant l'entrée/sortie du fluide est une condition de champ lointain (*pressure far-field*) permettant de modéliser un écoulement libre à

l'infini en spécifiant le nombre de Mach et la pression statique (ici choisie comme la pression atmosphérique de référence).

Pour cette configuration, le modèle de turbulence $k-\omega$ SST a été sélectionné de par sa robustesse en aérodynamique externe à nombre de Mach élevé par rapport au modèle Spalart-Allmaras [35]. Pour paramétrer ce modèle, il est nécessaire de fournir la valeur de l'énergie cinétique turbulente k et le taux de dissipation spécifique ω dans les conditions limites (ici le *farfield*). Ces valeurs ont été déterminées à l'aide de l'article de Spalart et Rumsey [35] permettant d'évaluer un intervalle possible pour ces valeurs en fonction de la vitesse en amont et de la longueur du domaine de calcul⁴.

En ce qui concerne les infrastructures de calcul, le RQCHP ayant beaucoup de ressources pour les calculs Fluent, ceux-ci n'ont pas été limités et ont été résolus dans un temps raisonnable. Les configurations de calcul utilisés pour les 3 niveaux de maillage sont réunies dans le tableau 4.6.

Tableau 4.6 Configurations et temps de calcul.

Maillage	Noeuds (CPU)	RAM	Temps moyen/ itération	Itérations	Temps d'exécution d'exécution total (hh :mm :ss)	Temps CPU (hh :mm :ss)
Coarse	1 (12)	48 Go	8.388 sec	3000	6 :59 :32	110 :31 :12
Medium	2 (24)	96 Go	6.367 sec	3000	5 :18 :28	127 :22 :59
Fine	4 (48)	192 Go	9.296 sec	5000	12 :54 :48	619 :48 :11

4.5.4 Vérification et validation

Convergence du calcul

Les calculs ont été résolus sous Fluent V13 et sont suivis grâce aux résidus du calcul. Celui-ci est arrêté lorsque les résidus ont atteint un niveau suffisamment bas. L'idéal serait d'atteindre la précision machine (10^{-16}) mais dans le cas où ils n'atteignent pas ce niveau le calcul est arrêté lorsque les résidus atteignent un plateau de convergence jugé acceptable. Les paramètres de calcul sont tout d'abord testés sur le maillage le plus grossier afin d'évaluer son potentiel de convergence et ensuite sur les maillages plus conséquents. Dans le cas présent, malgré la qualité du maillage, le niveau de convergence obtenu n'a pas été plus bas que 10^{-6}

4. Spalart et Rumsey [35] recommandent $\frac{10^{-5} \cdot V^2}{Re_L} < k < \frac{V^2}{Re_L}$ et $\frac{V}{L_{domaine}} < \omega < \frac{10 \cdot V}{L_{domaine}}$

pour les résidus des équations de continuité (voir figures 4.23 à 4.25) en raison de fortes instabilités au niveau du bout de l'aile.

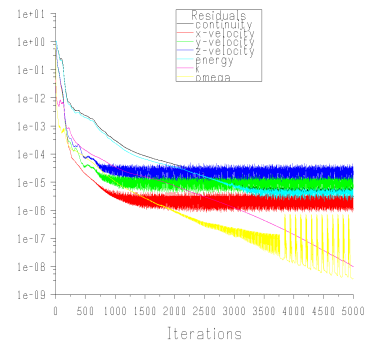
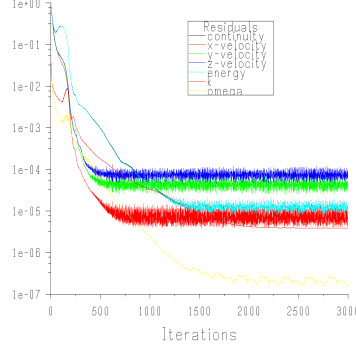
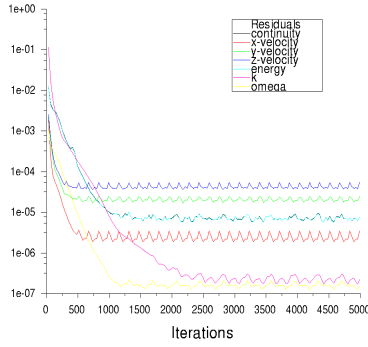


Figure 4.23 Suivi des résidus (maillage *Coarse*). Figure 4.24 Suivi des résidus (maillage *Medium*). Figure 4.25 Suivi des résidus (maillage *Fine*).

Comme ces figures le montrent, le plateau atteint par les résidus est oscillant pour les 3 niveaux de maillage. Ces oscillations sont dues à une instabilité locale dans les résidus. En effet le modèle fourni pour le DPWII possédait un bout d'aile très peu aérodynamique et pratiquement plat ce qui donnait naissance à de grandes instabilités et des phénomènes instationnaires en bout d'aile. La figure 4.26 isole l'unique section de cellules où les résidus sont supérieurs à 1. Ces forts résidus provoquent un manque de convergence du calcul et sont responsables des oscillations sur les courbes de convergence⁵.

5. Ce point a été soulevé et admis dans le compte rendu du DPWII et modifié pour les workshops suivants.

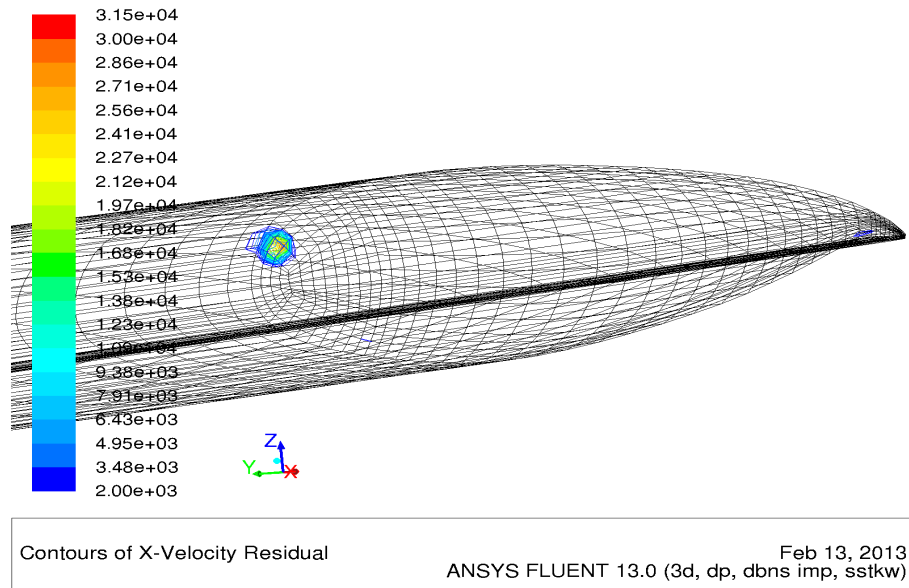


Figure 4.26 Résidus élevés en bout d'aile du DLR-F6.

Les critères de validation décrits au 3.1.4 préconisent de valider le maillage grâce à la précision et la stabilité des grandeurs aérodynamiques étudiées. Dans le cas présent, il est important de vérifier que le C_L , C_D et C_M atteignent une valeur stable à 4 chiffres significatifs (c.-à-d. à 10^{-4} pour C_L et C_M et 10^{-6} pour C_D). Les figures 4.27, 4.29, 4.31, montrent la convergence des coefficients de portance, traînée et de moment en fonction des itérations et les figures 4.28, 4.30, 4.32 attestent de la précision atteinte en fin de calcul qui permet de décider de l'arrêt du schéma itératif.

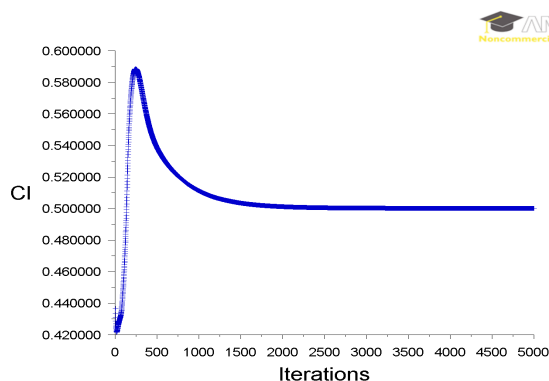


Figure 4.27 Convergence de C_L (maillage *Fine*).

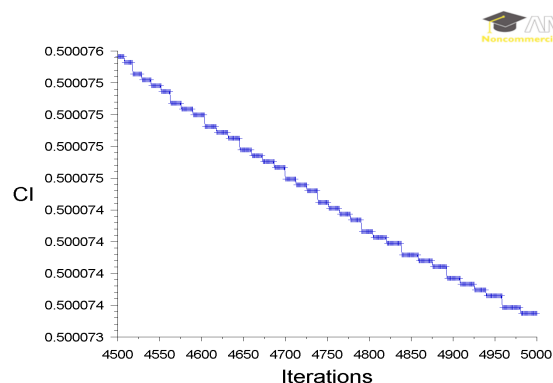


Figure 4.28 Convergence de C_L (maillage *Fine*).

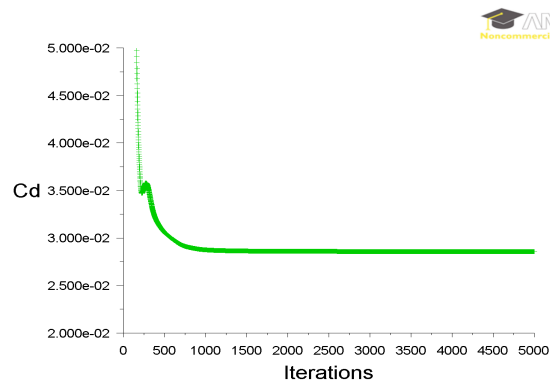


Figure 4.29 Convergence de C_D (maillage *Fine*).

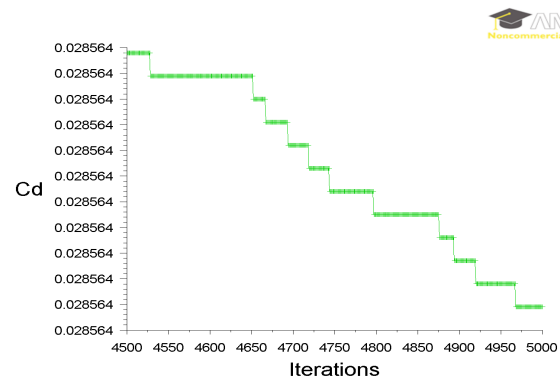


Figure 4.30 Convergence de C_D (maillage *Fine*).

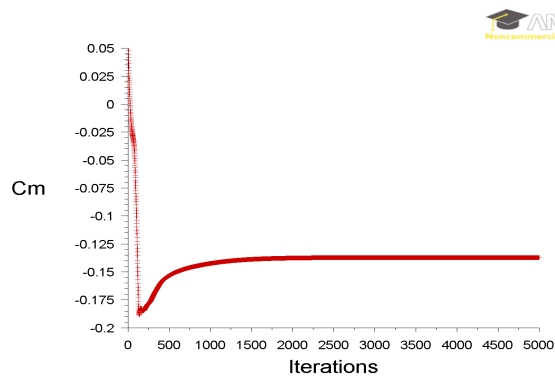


Figure 4.31 Convergence de C_M (maillage *Fine*).

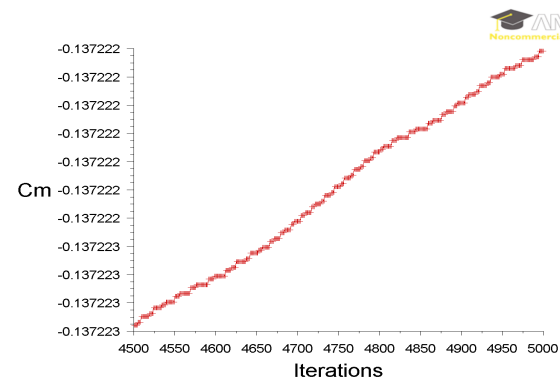


Figure 4.32 Convergence de C_M (maillage *Fine*).

En ce qui concerne la résolution de la couche limite, on vérifie la valeur des y^+ sur l'ensemble de la géométrie en s'assurant qu'ils ne dépassent pas 5 avec une large marge (la validation sur le maillage le plus grossier permet ainsi la validation sur les maillages plus fins).

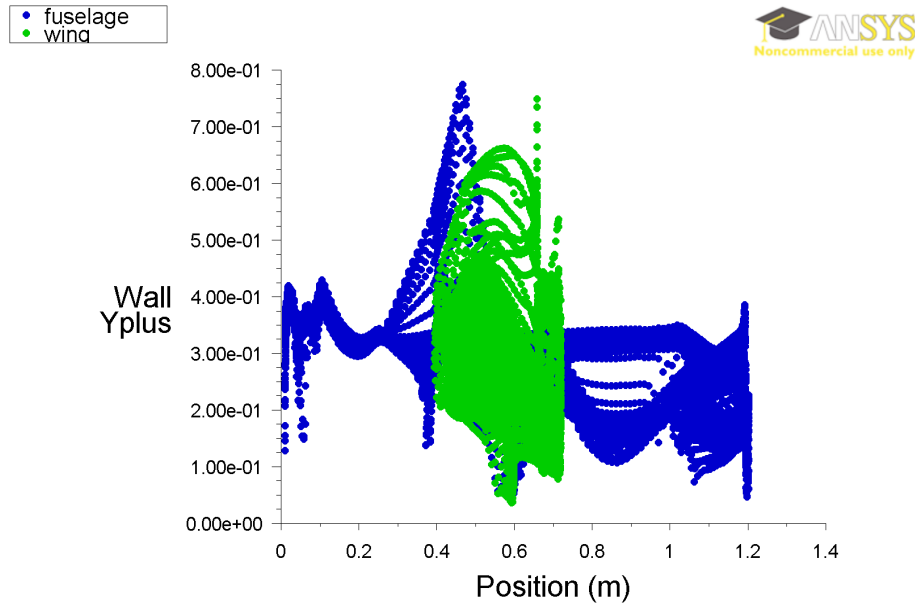


Figure 4.33 y^+ sur le fuselage et l'aile à $C_L = 0.5$ (Maillage *Coarse*).

Convergence en maillage

La convergence spatiale s'obtient par l'extrapolation de Richardson réalisée sur les 3 niveaux de maillage décrits précédemment. La grandeur de référence étudiée est le C_D obtenu à $C_L = 0.5$ et les résultats sont réunis dans le tableau 4.7 et représentés figure

Tableau 4.7 Extrapolation de Richardson sur le cas du DPWII.

Ordre apparent p	Approximation de l'erreur relative e_a^{21}	Extrapolation de l'erreur relative e_{ext}^{21}	Medium Grid Convergence Index CGI_{med}^{21}	Fine Grid Convergence Index CGI_{fine}^{21}
2.957	0.550%	0.553%	5.305%	0.687%

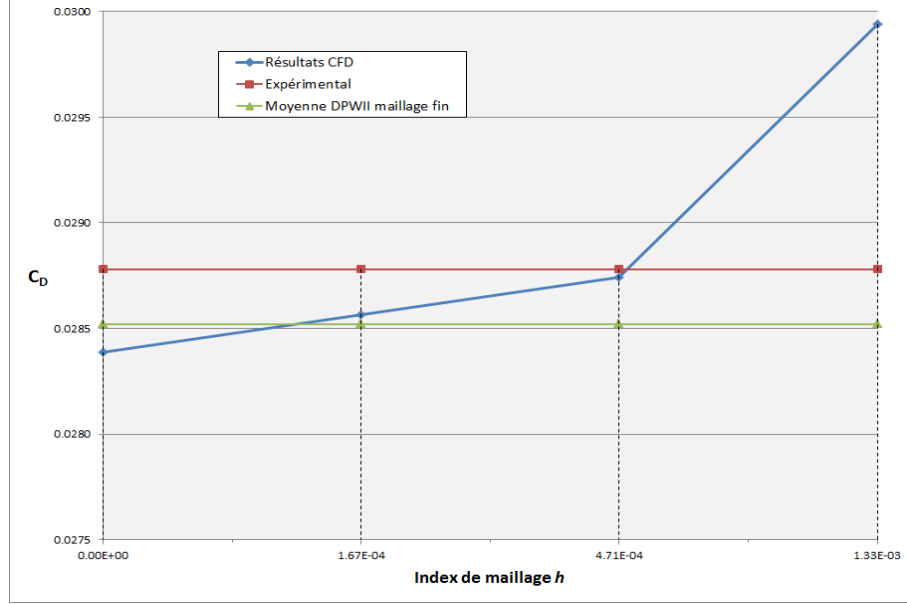


Figure 4.34 Extrapolation de Richardson sur le C_D du DLR-F6.

Le maillage *Medium* donne des résultats à 3 *drag count* près de la valeur extrapolée pour un temps de calcul d'environ 5 heures. Le maillage *Fine* fournit des résultats à 1.5 *d.c.* près pour un temps de calcul double. Le maillage *Medium* est ainsi choisi pour sa rentabilité en termes de précision/temps de calcul. L'ordre p est de 2.957 ce qui confirme le 2^{me} ordre du solveur. Le CGI_{med}^{21} représente l'erreur relative maximale sur les résultats qui sera tracée sous la forme de barres d'erreurs.

4.5.5 Résultats

Cas à $C_L = 0.5$

Dans la résolution du cas 1, l'objectif est de déterminer l'incidence permettant d'obtenir C_L à 0.5. Par une méthode d'essais-erreurs on obtient rapidement une incidence comprise entre 0.235 deg et 0.36 deg (suivant le niveau de maillage) permettant d'obtenir un C_L de 0.500 à ± 0.001 . Les résultats ainsi obtenus sur le maillage *Medium* sont présentés à la figure 4.35 pour les différents plans de coupe de l'aile entre 15 et 84.7%. On peut y voir que les C_p sont très proches de l'expérimental notamment sur l'intrados. Sur l'extrados, le choc au bord d'attaque est assez mal résolu. En effet les résultats numériques déduisent un choc plus étendu que l'expérimental malgré le fait que la pente du choc au bord d'attaque soit particulièrement bien résolue. Ceci pourrait provenir de la transition laminaire-turbulent qui en expérimental est effectué avec des bandes rugueuses et qui en numérique est absente, car

l'écoulement est complètement turbulent.

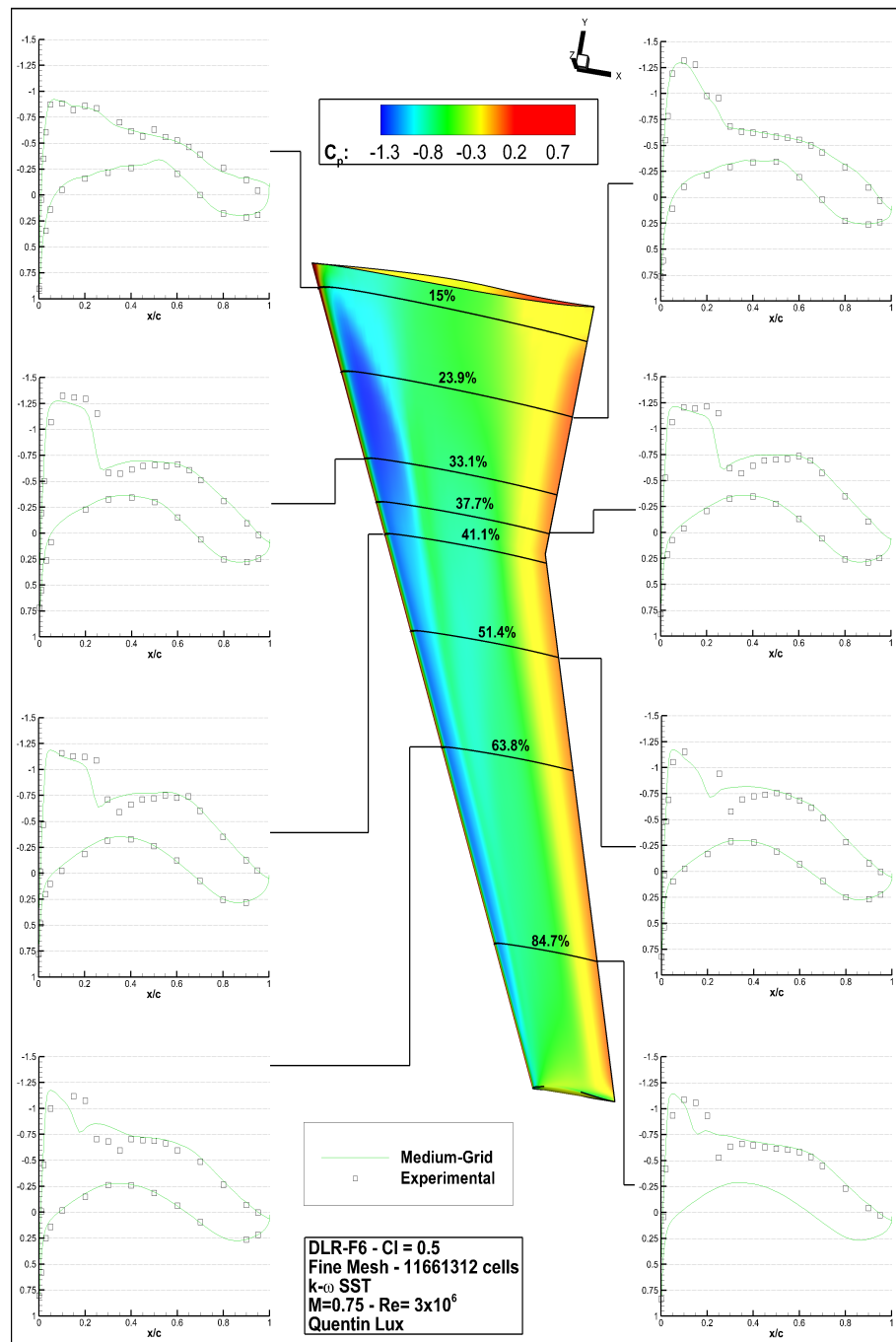


Figure 4.35 Coefficients de pressions sur les différents plans de coupe.

La figure 4.36 permet de positionner la présente étude dans les résultats du DPWII par rapport aux autres participants comme Airbus avec leur solveur elsA ou la NASA avec leur

solveur FUN3D. Ces résultats témoignent de la difficulté à rendre compte du choc et à rendre compte de la réalité dans ce cas particulier où la transition turbulente est difficile à positionner. On voit notamment au plan de coupe à 33.1% que la fin du choc varie beaucoup d'un solveur à l'autre. Ces difficultés ont été soulevées dans le compte-rendu du DPWII devant le nombre de résultats différents dans la résolution de ce choc [32, 45]. Ceci proviendrait en partie de la transition turbulente, mais aussi de la qualité du maillage en amont de l'aile.

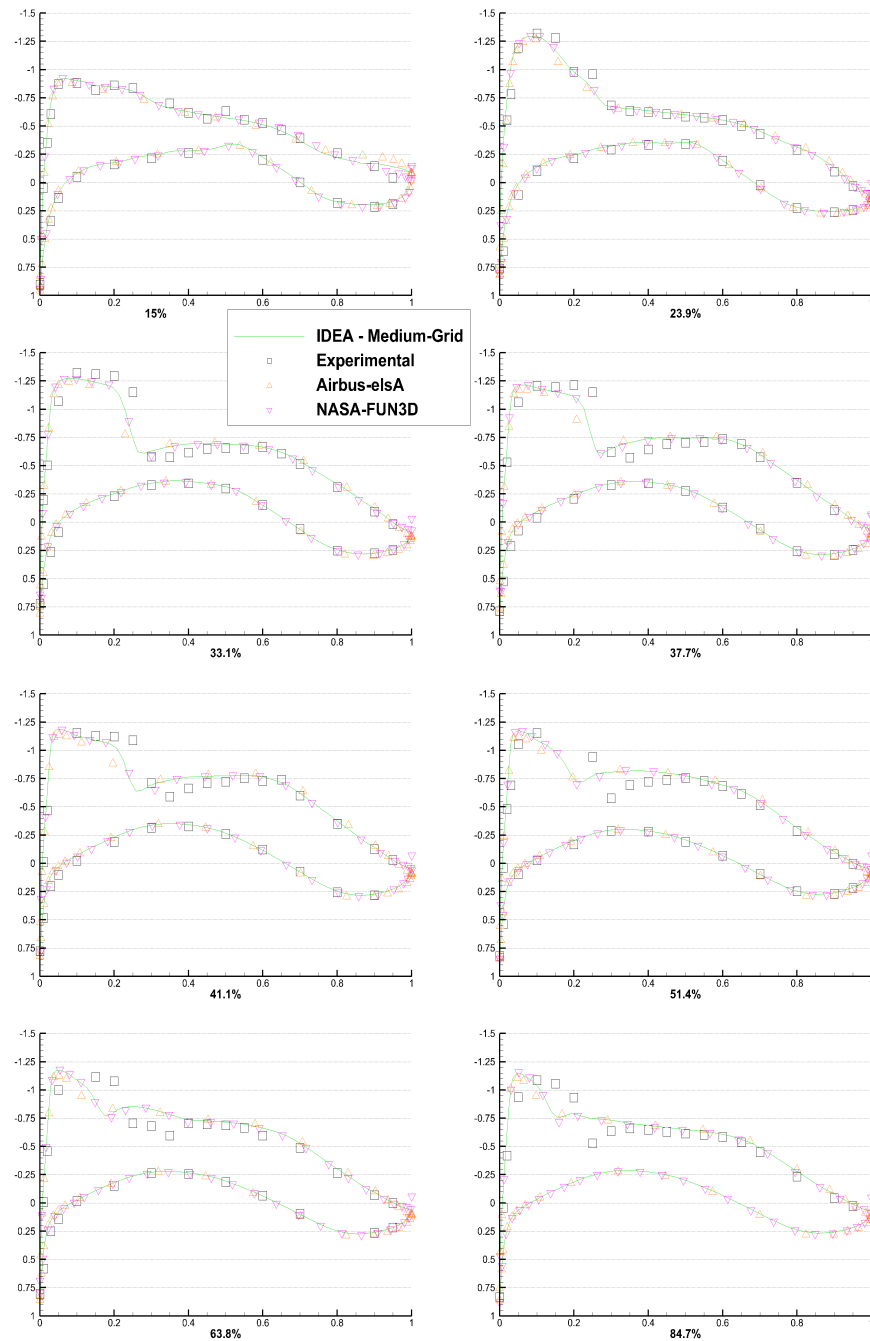


Figure 4.36 Comparaison des coefficients de pressions sur les différents plans de coupe.

Balayage en incidence

Dans la résolution du cas 2, la géométrie est soumise à une plage d'incidence afin de comparer les coefficients aérodynamiques numériques aux expérimentaux. Le modèle $k-\omega$

SST ayant présenté des faiblesses à forte incidence, le modèle Spalart-Allmaras a aussi été testé afin de comparer la précision des 2 modèles. Les résultats obtenus regroupés aux figures 4.37 à 4.40 valident tout de même le choix du modèle $k-\omega$ SST pour les deux cas de résolution en raison de sa plus grande précision sur la plage d'incidence considérée. En terme de traînée, les résultats possèdent un écart moyen de 2.2 d.c. Pour la portance, le modèle surévalue le C_L d'approximativement 5.5% et coupe la courbe des résultats expérimentaux après 1deg ; une imprécision qui pourrait être expliquée par le décrochage de l'écoulement après cette incidence et des phénomènes instationnaires difficiles à rendre compte avec un modèle permanent.

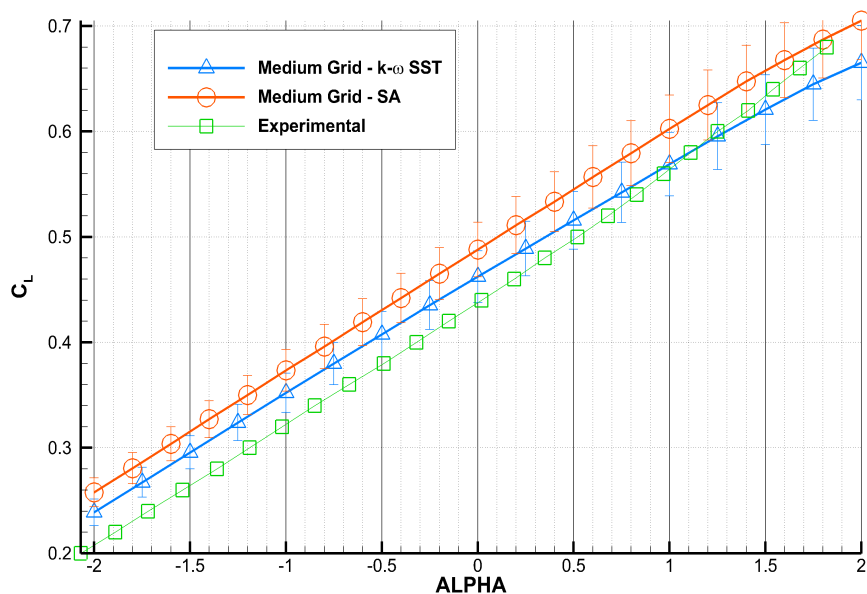


Figure 4.37 Résultats sur le C_L pour le DPWII.

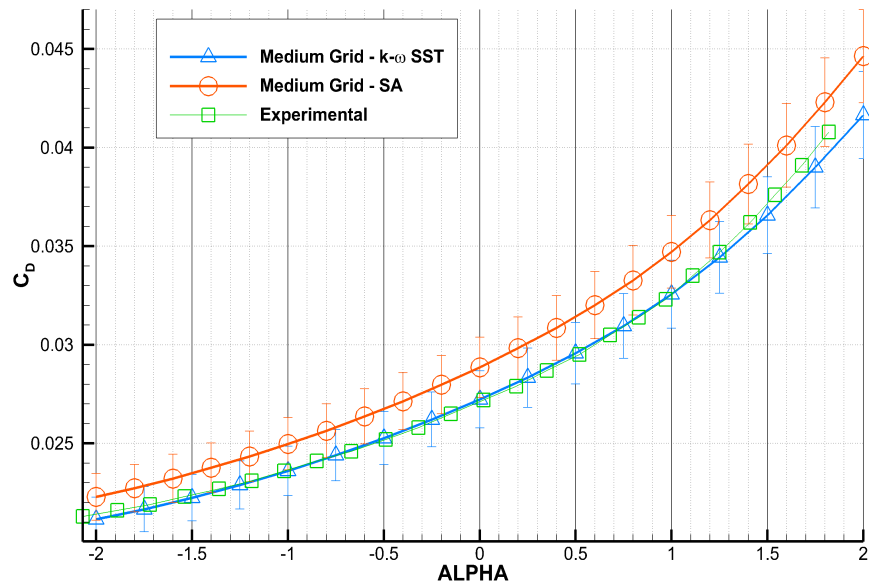


Figure 4.38 Résultats sur le C_D pour le DPWII.

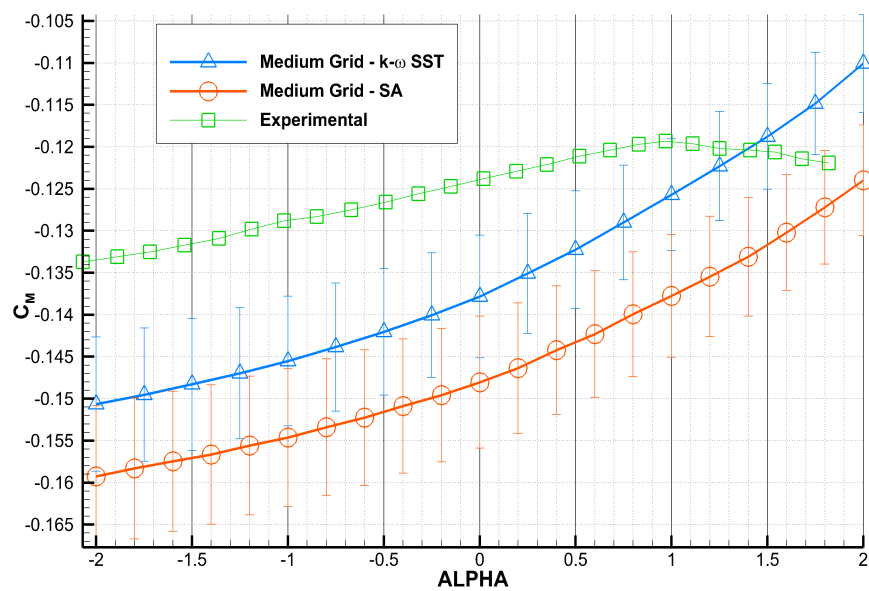


Figure 4.39 Résultats sur le C_M pour le DPWII.

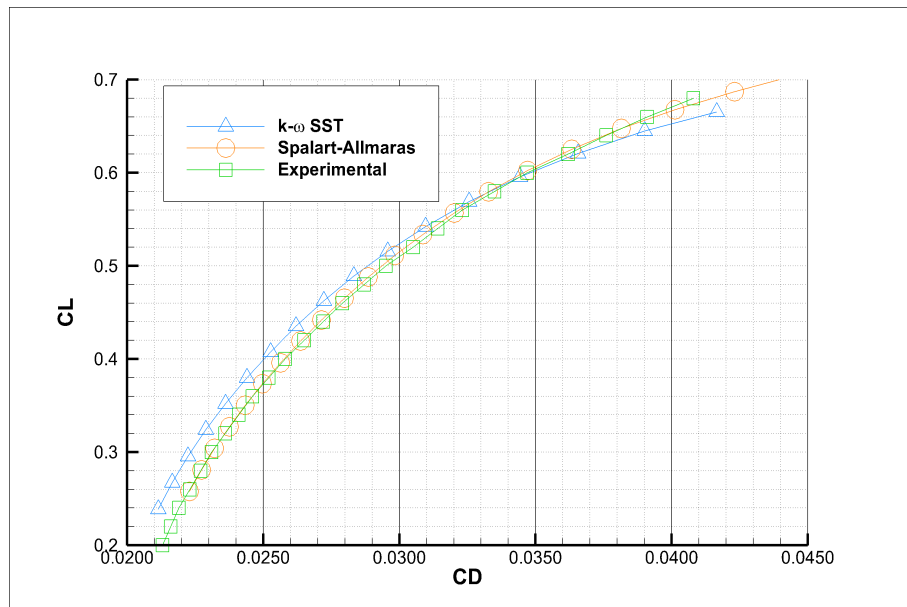


Figure 4.40 Résultats sur la polaire pour le DPWII.

Comparaison Une comparaison avec les résultats de plusieurs autres participants au DPWII est effectuée à la figure 4.41. Elle montre que la majorité des solveurs surévalue le coefficient de portance par rapport aux résultats expérimentaux. En ce qui concerne la traînée, les résultats sont très satisfaisants et dans les normes de ce qui a pu être présenté au DPWII

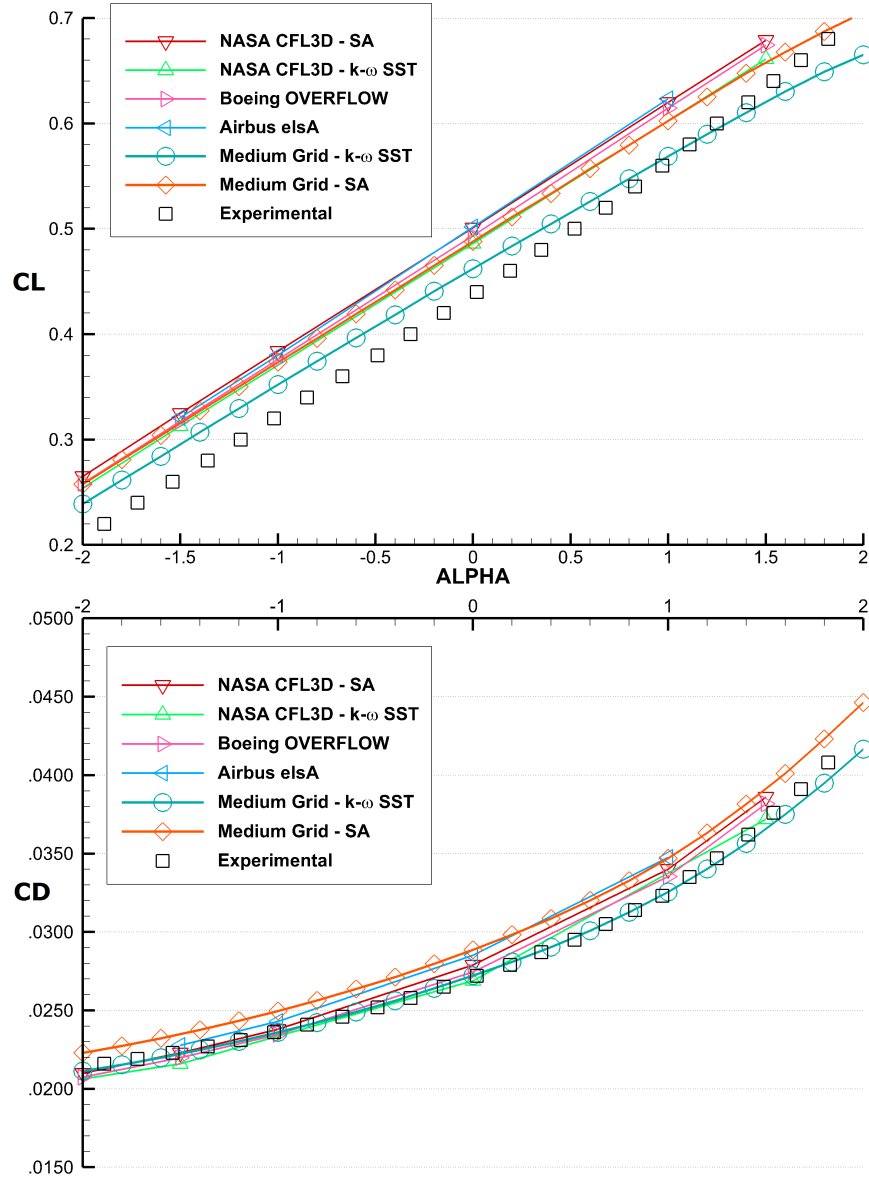


Figure 4.41 Comparaison des résultats en portance et traînée avec les autres participants au DPWII.

Quant au C_M , les comptes-rendus du DPWII [32, 45] ont souligné la difficulté à déterminer, que ce soit de manière expérimentale ou numérique, le coefficient de tangage. Pour cette étude les résultats expérimentaux sur ce coefficient sont peu fiables, mais les résultats numériques sont tout de même bons par rapport aux autres résultats présentés à la conférence, comme on peut le voir à la figure 4.42.

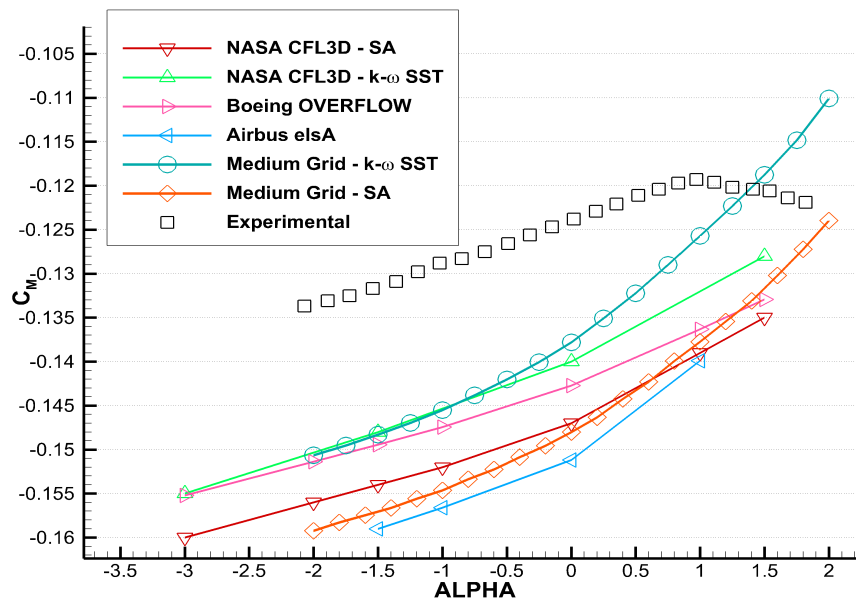


Figure 4.42 Comparaison des résultats en tangage avec les autres participants au DPWII.

Ces résultats sont corroborés par la métrique de validation développée au 3.1.6. L'erreur relative pour la plage d'incidence considérée sur les 3 coefficients aérodynamiques étudiés est représentée à la figure 4.43. Ces résultats montrent que l'erreur relative pour le modèle Spalart-Allmaras est en moyenne 2 fois supérieure à celle du modèle $k-\omega$ SST. Le choix du second modèle pour l'étude est donc validé.

L'erreur relative descend aussi bas que 1.52% ce qui est encourageant dans la détermination de la traînée pour cet appareil. L'erreur sur la portance quant à elle est plus élevée notamment pour les raisons développées plus haut sur l'onde de choc et la transition laminaire-turbulente.

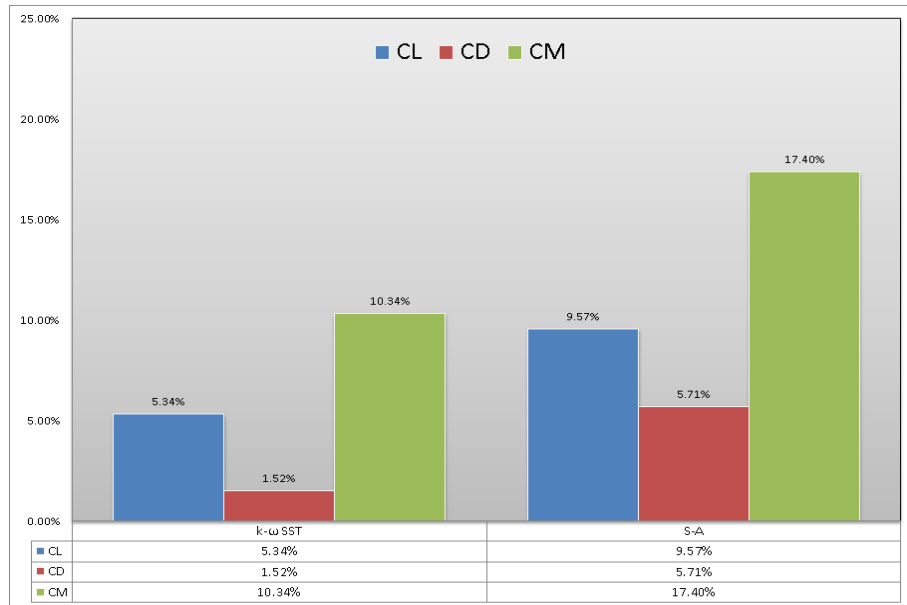


Figure 4.43 Erreur relative sur le balayage en incidence pour les 2 modèles de turbulence.

L'erreur absolue est aussi exprimée grâce à la métrique de validation. Même si celle-ci est moins parlante que l'erreur relative, elle permet d'apprécier la marge d'erreur sur les différents coefficients. L'erreur absolue sur l'ensemble de la plage d'incidence est de l'ordre de 10^{-2} pour le C_L , 2×10^{-4} pour le C_D et 6×10^{-3} pour le C_M (voir figure 4.44). La précision obtenue grâce à la présente étude est donc très acceptable quant à la détermination des coefficients de stabilité.

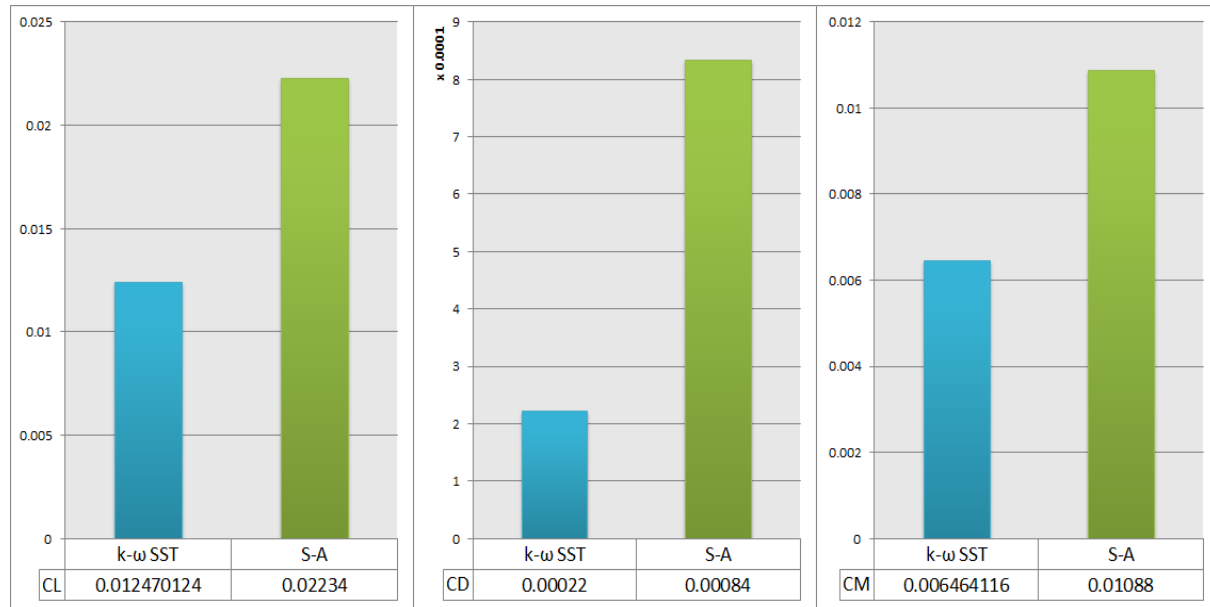


Figure 4.44 Erreurs absolues sur les 3 coefficients.

Dérivées de stabilité Les dérivées de stabilité sur la plage d'incidence considérée ont été calculées par interpolation des résultats numériques et expérimentaux aux mêmes angles d'attaque. Celles-ci sont tracées aux figures 4.45 à 4.47 et comparées aux résultats expérimentaux.

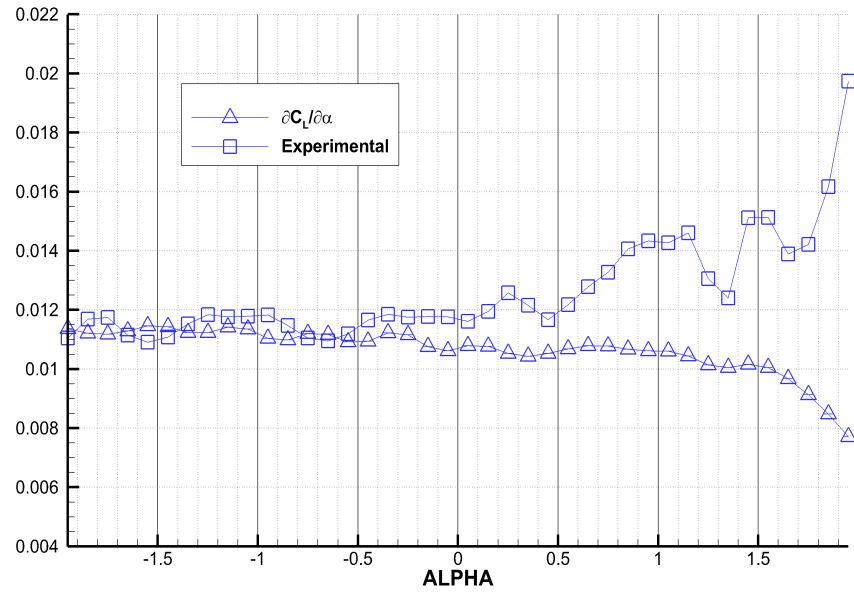


Figure 4.45 Dérivées de stabilité du C_L sur le DLR-F6.

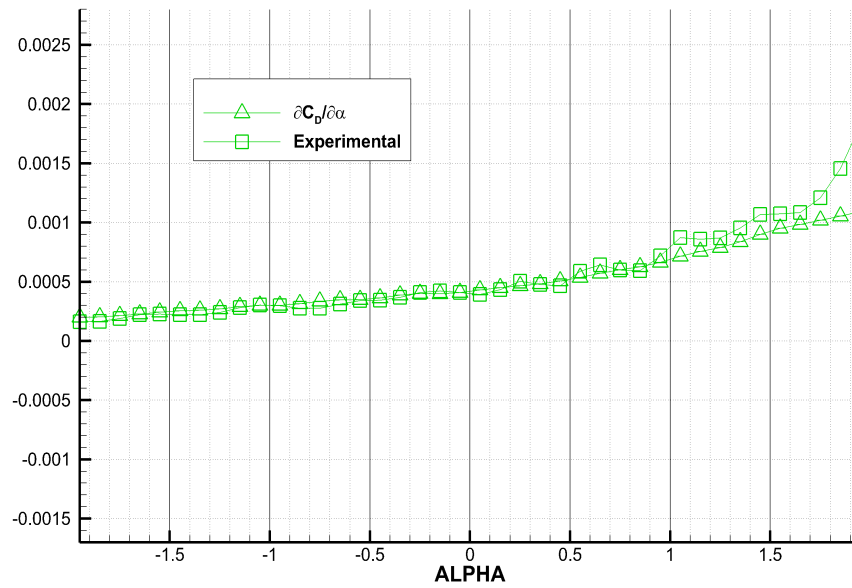


Figure 4.46 Dérivées de stabilité du C_D sur le DLR-F6.

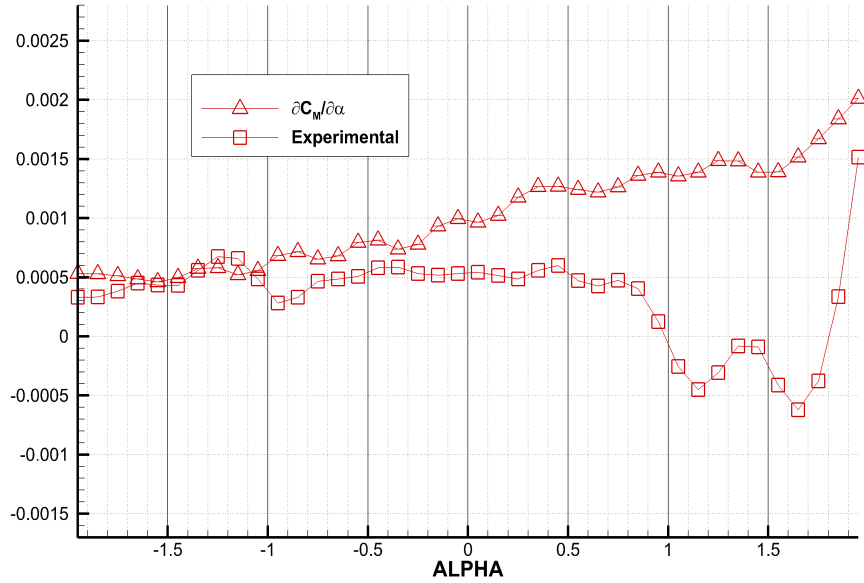


Figure 4.47 Dérivées de stabilité du C_M sur le DLR-F6.

Les résultats numériques sur les différents coefficients approchent les résultats expérimentaux à 10^{-3} près pour C_L et C_M et la différence descend jusqu'à $6 \cdot 10^{-5}$ près pour le C_D . Les erreurs relatives n'ont pas été représentées, car les valeurs étant très proches de 0, l'erreur relative devient excessivement grande. Selon cette figure, il semble possible d'affirmer que la méthode CFD présentement utilisée est capable de déterminer les dérivées de stabilité de l'appareil. Elle a donc le potentiel de renseigner sur la stabilité générale de l'avion ainsi que sur ses réponses aux différentes manœuvres.

4.6 Conclusion sur la validation

Le cas du Drag Prediction Workshop II a permis de bâtir une méthodologie robuste qui propose à partir d'une géométrie d'avion 3D d'obtenir les coefficients de stabilité importants pour la détermination du comportement de l'avion. L'approche topologique du maillage, la forme de l'enceinte et les paramètres de calculs utilisés se sont révélés performants pour obtenir des résultats très proches de ceux publiés lors du Workshop. Ce sont ces points qui seront pris en considération lorsque la méthodologie sera réappliquée sur la géométrie fournie par Bombardier.

CHAPITRE 5

”BOMBARDIER RESEARCH AIRCRAFT”

5.1 Introduction

La méthode précédemment développée est maintenant appliquée sur un avion de recherche de Bombardier : le BRA. Une étude en soufflerie a été réalisée sur une maquette du BRA et les résultats expérimentaux ont été fournis afin d’être comparés aux résultats numériques obtenus. La multitude de cas testés incluant des balayages en incidence et en lacet avec incidence ou lacet initial permettra de valider la méthode développée.

5.2 Description du projet

5.2.1 La géométrie

La géométrie fournie par Bombardier Aéronautique est contenue dans un fichier CatiaV5, qui comprend les 5 éléments qui constitueront les différentes configurations d’essai : le fuselage, l’aile, la nacelle et l’empennage. Ses dimensions sont réunies au tableau 5.1.

Tableau 5.1 Les dimensions générales du BRA.

	Dimensions
Envergure	≈ 20 m
C_{ref}	≈ 3 m
S_{ref}	≈ 45 m ²
Longueur fuselage	18.5 m
Diamètre fuselage	2.5 m

La géométrie contenant de nombreuses imperfections, la première étape fut la réparation et le nettoyage des différentes pièces comme développé dans la première partie. Les opérations effectuées sur la géométrie comportent : la fermeture des surfaces, la suppression des éléments non utilisés et la prolongation de certains composants pour les rendre sécants entre eux. Les sections réservées aux volets et aux ailerons de l’aile et de l’empennage ont été bouchées et les supports supprimés (représentés figures 5.1 et 5.2).

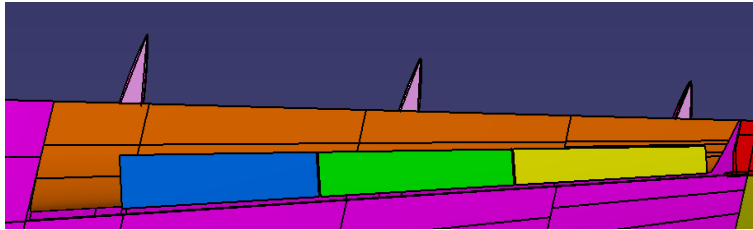


Figure 5.1 Bord de fuite de l'aile initiale de la géométrie CATIA.



Figure 5.2 Bord de fuite de l'aile après modification.

Les différentes surfaces sécantes ont été prolongées/coupées aux intersections. La nacelle dépourvue de surface intérieure a été terminée (figures 5.3 et 5.4).

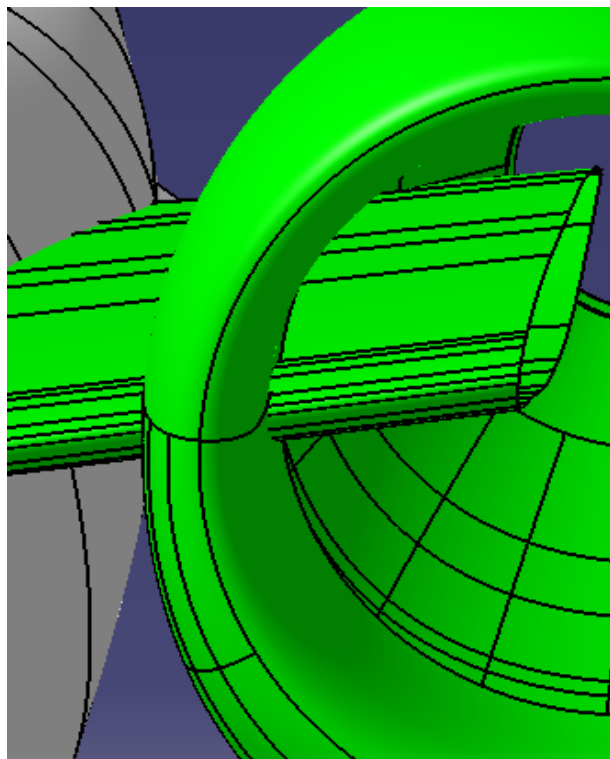


Figure 5.3 Intérieur initial de la nacelle.

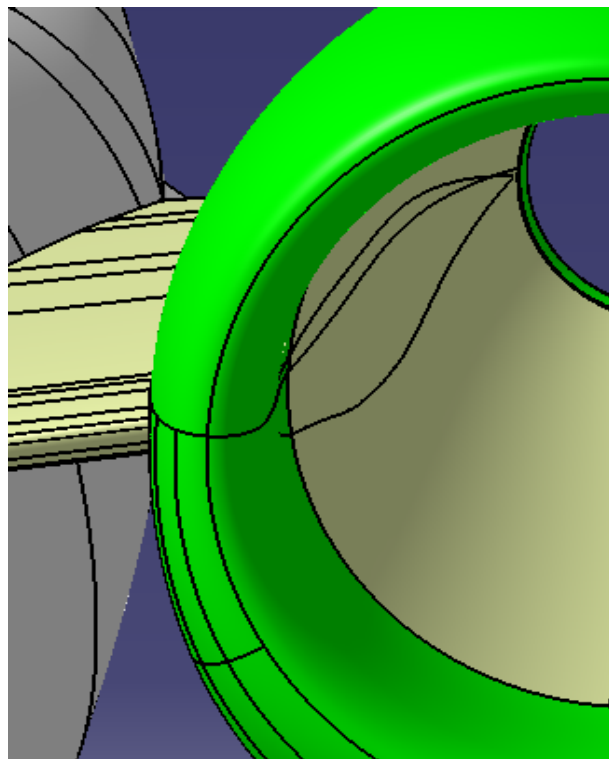


Figure 5.4 Intérieur de la nacelle après modification.

Chacune des modifications a été faite en respectant la continuité et la courbure des surfaces présentes. Le point le plus délicat fut la fermeture de la jonction aile/fuselage à cause des nombreuses possibilités pour terminer celle-ci (voir figure 5.5 et 5.6). Afin de créer la pièce de raccord, une continuité en courbure sur la jonction et l'aile a été utilisée. Les courbes périphériques ont été obtenues par prolongation/projection des courbes existantes.

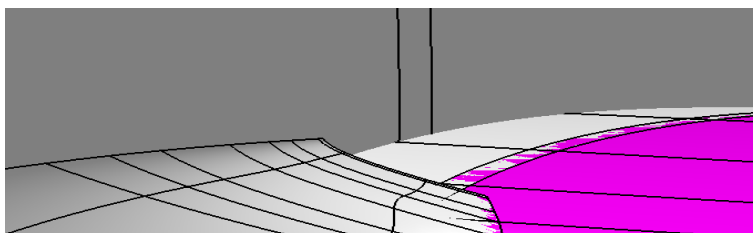


Figure 5.5 Intérieur initial de la nacelle.

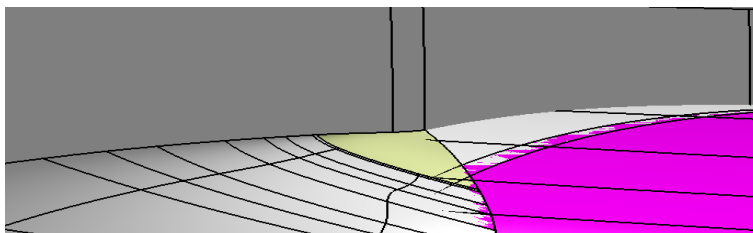


Figure 5.6 Intérieur de la nacelle après modification.

Une fois les modifications terminées, les éléments de la géométrie ont été exportés en 5 fichiers IGES distincts afin d'être importés tout-à-tour sous ICEM. Cette méthode permet de mieux contrôler la géométrie sous ICEM et de rendre le maillage progressif en ajoutant au fur et à mesure les différents éléments sur le maillage précédent.

L'enceinte choisie est de la même forme que pour le cas de validation : trapézoïdale, et respectant une distance équivalente à 100 cordes de référence dans le sillage de la géométrie (voir figure 5.7). Un plan de symétrie est encore utilisé pour alléger les calculs, lorsqu'applicable.

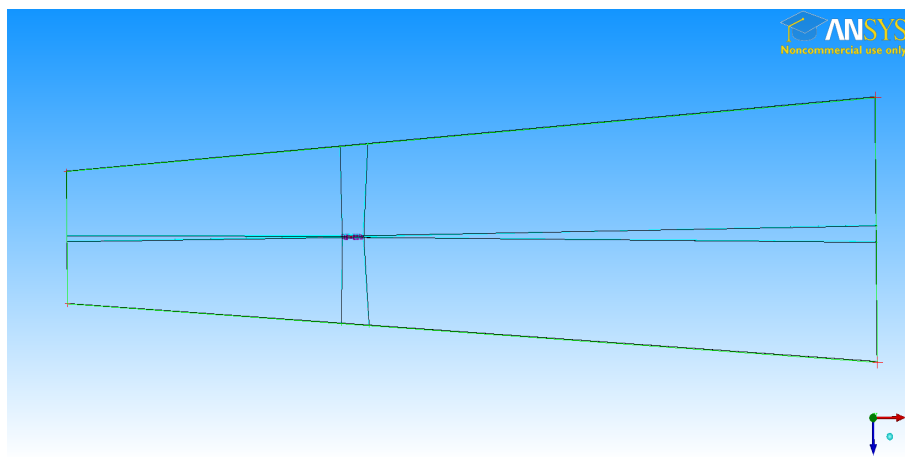


Figure 5.7 Géométrie intégrée dans l'enceinte sous ICEM.

5.2.2 Campagne d'essais

Une banque de résultats expérimentaux sur les coefficients aérodynamiques provenant d'essais en soufflerie est fournie. La campagne d'essais est antérieure au projet. Ceux-ci ont été réalisées sur les différentes topologies. Les conditions incluent des balayages en incidence et en lacet. Les essais reproduits numériquement sont réunis au tableau 5.2.

Tableau 5.2 Liste des essais reproduits numériquement.

Essai N°	Configuration	Incidence α	Lacet β
1	IF	-15° à 15°	0°
2		-15° à 15°	5°
3		-15° à 15°	10°
4		0°	-10° à 10°
5	WB	-15° à 15°	0°
6		-15° à 15°	5°
7		-15° à 15°	10°
8		0°	-10° à 10°
9	WBN	-15° à 15°	0°
10		-15° à 15°	5°
11		-15° à 15°	10°
12		0°	-10° à 10°
13	WBT	-15° à 15°	0°
14		-15° à 15°	5°
15		-15° à 15°	10°
16		0°	-10° à 10°
17	WBNT	-15° à 15°	0°
18		-15° à 15°	5°
19		-15° à 15°	10°
20		0°	-10° à 10°

Les plages d'incidence et de lacet sont couvertes avec un pas de 2°. Le logiciel exporte 3 fichiers distincts contenant l'évolution des 3 coefficients aérodynamiques C_L , C_D et C_M . Ceux-ci seront par la suite exploités par des scripts afin d'être comparés aux résultats expérimentaux.

5.3 Maillage

Suivant une méthodologie similaire à celle décrite au chapitre 4, un maillage structuré par blocs a été réalisé. L'architecture des blocs se voulait évolutive, c'est-à-dire que les blocs créés pour le maillage du IF devaient pouvoir mailler cette configuration ainsi que les suivantes dérivées du IF. Ainsi, l'ajout d'une nouvelle composante se faisait sur la configuration

précédente en conservant son découpage. Les manipulations apportées ensuite ne touchaient ainsi qu'un minimum de blocs (les figures 5.8 et 5.9 montrent le zonage où l'aile a été ajoutée dans les blocs surplombant le fuselage.)

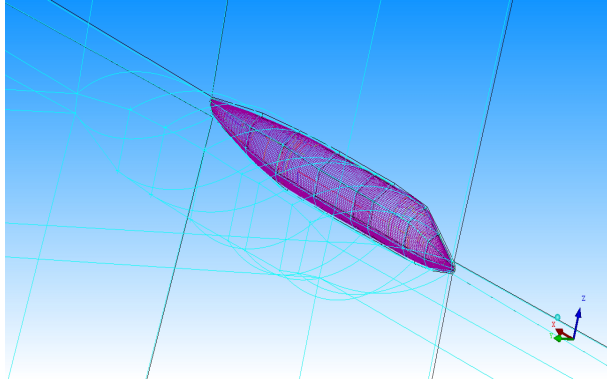


Figure 5.8 Décomposition du IF.

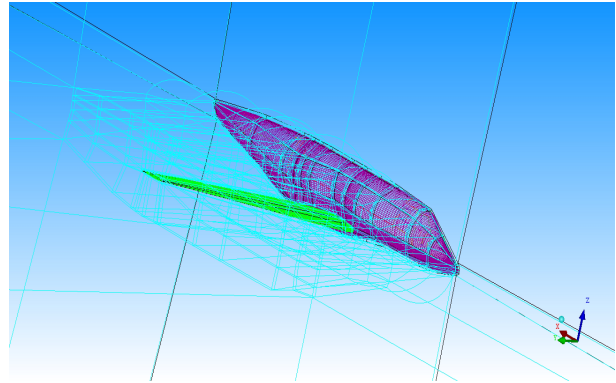


Figure 5.9 Insertion de l'aile dans le zonage du IF.

Ainsi, les maillages des différentes configurations : IF, WB, WBN, WBT et WBNT ont été réalisés (figure 5.10 à 5.12). Pour l'ajout de l'empennage, une modification du bloc adjacent augmente, pour les configurations concernées, le zonage de 200 à 300 blocs.

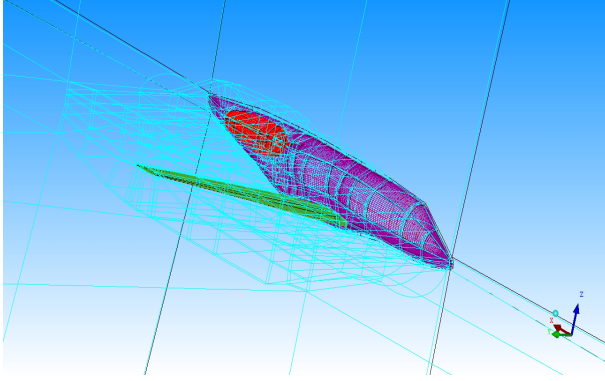


Figure 5.10 Décomposition du WBN.

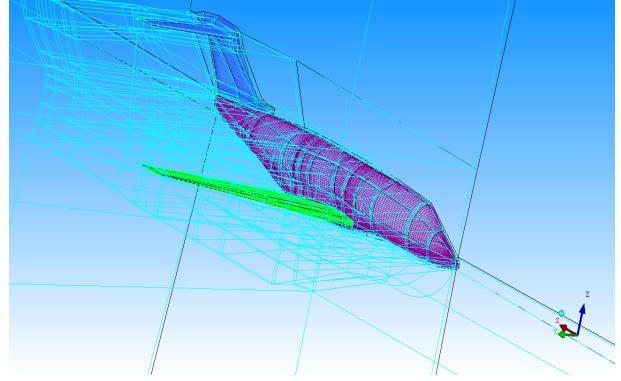


Figure 5.11 Décomposition du WBT.

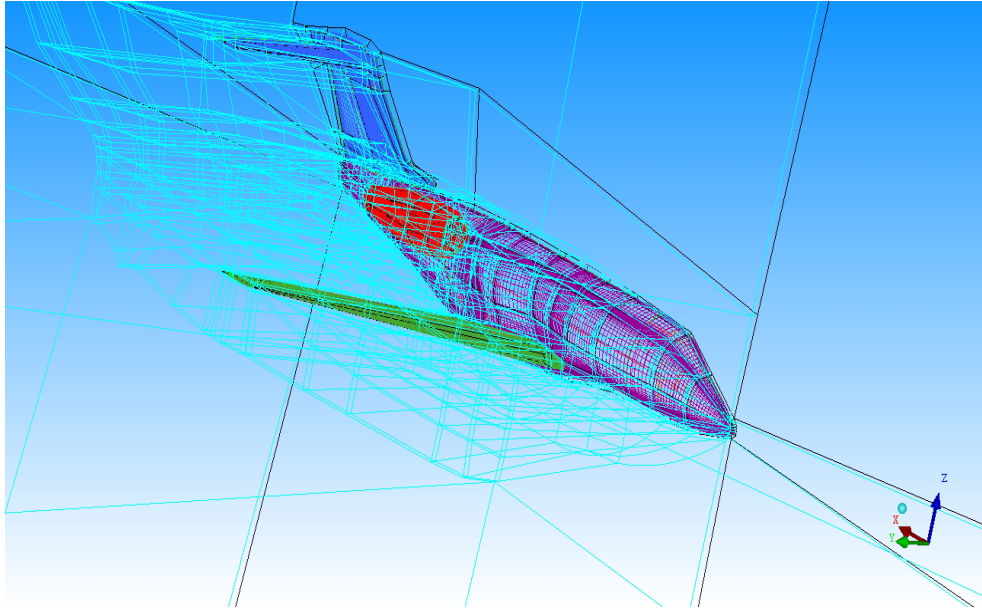


Figure 5.12 Décomposition du WBNT.

Les caractéristiques des 10 maillages pour les 5 topologies sont réunies au tableau 5.3¹.

Ces maillages seront dénommés *Medium* par la suite afin de les différencier des maillages plus grossiers et plus fins. La campagne d'essai inclut des balayages en lacet sur les 5 configurations. Dans ce cas, il est impossible d'utiliser le plan de symétrie. Une symétrie de chacun des maillages a donc été réalisée afin d'obtenir une géométrie complète maillée (notée *FULL*). Cette opération double par la même occasion le nombre de mailles (voir figures 5.13 à 5.16).

1. On rappelle que le critère de qualité présenté est calculé par ICEM et prend en compte le déterminant des cellules, la déviation orthogonale maximale et le gauchissement pondérés en fonction du diagnostic le plus faible.

Le *ratio maximal de changement de volume* est défini par $\frac{|V_{\text{voisin}} - V_i|_{\text{max}}}{V_i}$.

Tableau 5.3 Les maillages des 5 configurations du BRA.

Nom	Taille	Nombre de blocs	Niveau de Multigrid	Critère de qualité	Ratio maximal de changement de volume
<i>IF</i>	1 557 457	89	4	25.2%	8.8
<i>IF FULL</i>	3 114 914	178			
<i>WB</i>	3 735 296	392		5.7%	39
<i>WB FULL</i>	7 470 592	784			
<i>WBN</i>	4 603 118	507		5.7%	59
<i>WBN FULL</i>	9 206 236	1014			
<i>WBT</i>	7 558 931	573		5.5%	88
<i>WBT FULL</i>	15 117 862	1146			
<i>WBNT</i>	8 673 639	853		4.3%	104
<i>WBNT FULL</i>	17 347 278	1706			

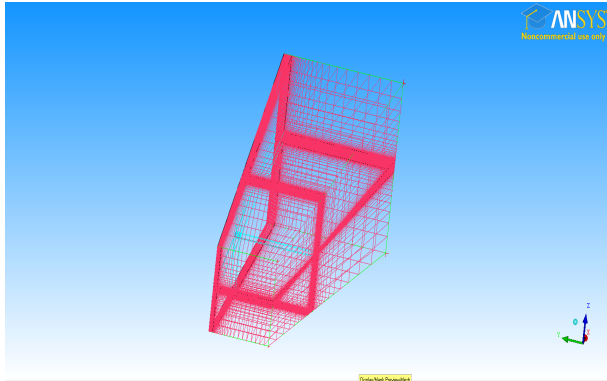


Figure 5.13 Farfield simple.

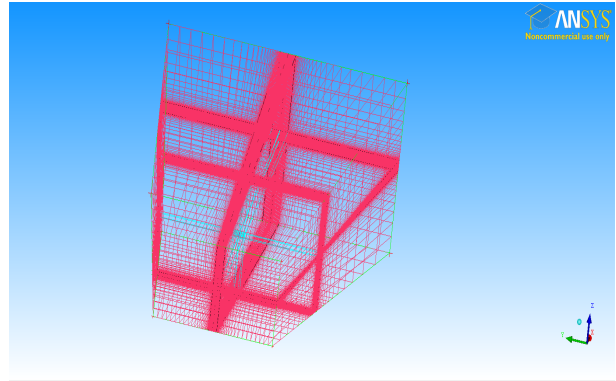


Figure 5.14 Farfield symétrisé.

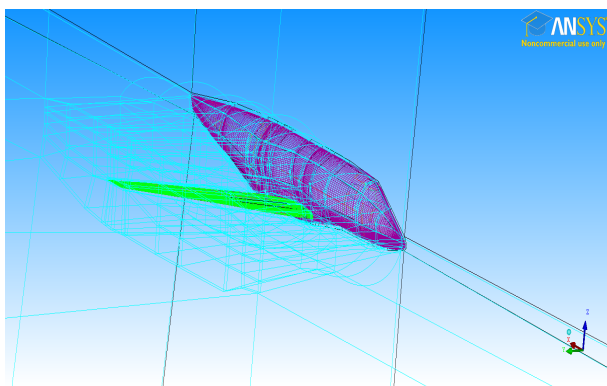


Figure 5.15 WB simple.

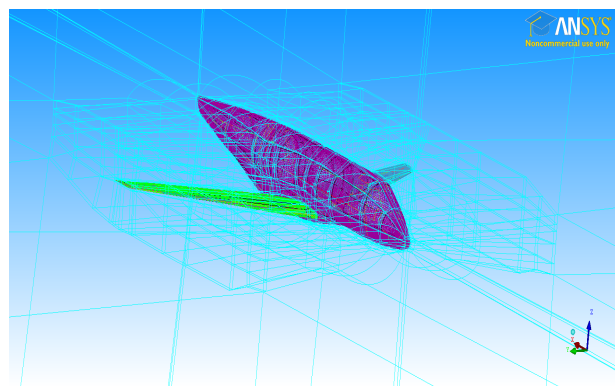


Figure 5.16 WB symétrisé.

Les différents maillages possèdent des métriques de qualité moins performantes que celle du DPWII. Ceci peut être expliqué par le carénage situé au niveau de la jonction fuselage/aile qui pose de nombreux problèmes quant à la continuité et l'orthogonalité des mailles (voir figure 5.17).

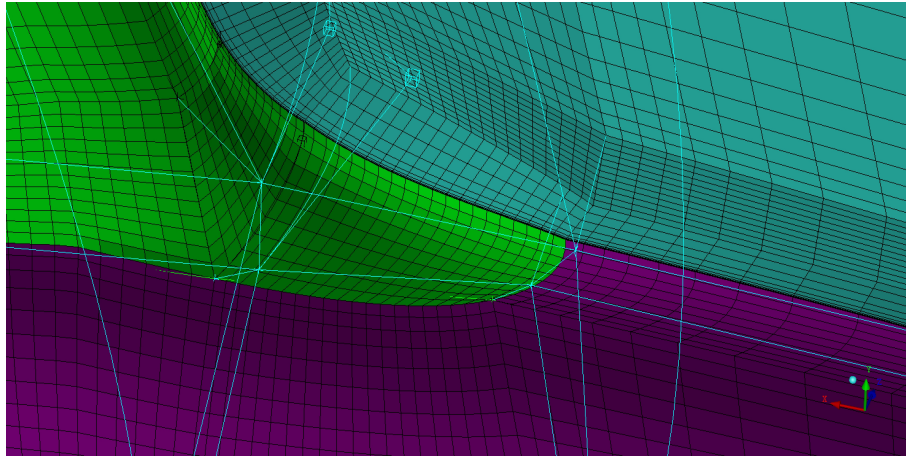


Figure 5.17 Maillage de la jonction aile/fuselage.

Cette géométrie possède 2 éléments nouveaux par rapport à la configuration du DPWII :

- l’empennage,
- la nacelle.

L’empennage a été maillé en suivant la même topologie que pour l’aile. Cet empennage pourrait être assimilé à 2 ailes imbriquées l’une dans l’autre. Une topologie en C a donc été utilisée pour entourer chacune d’entre elles (voir figure 5.18).

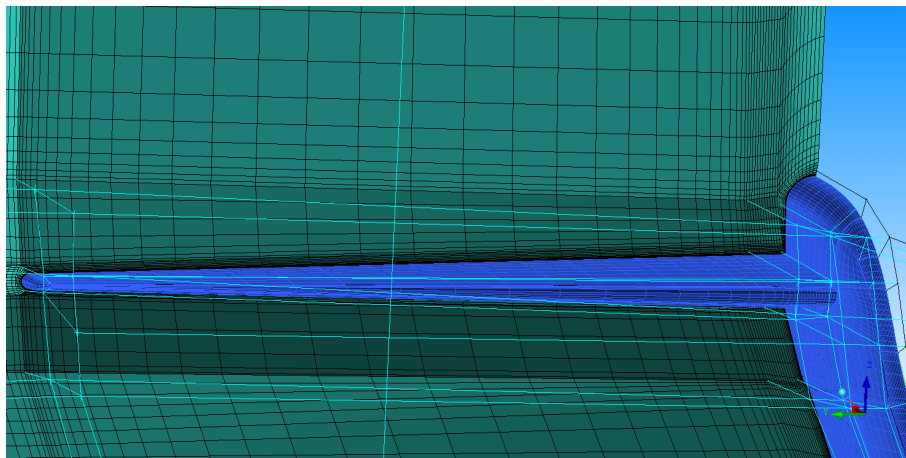


Figure 5.18 Maillage de l’empennage.

Pour mailler la nacelle, 3 O-grids successifs ont été réalisés pour respectivement décrire l’extérieur de la nacelle, son épaisseur et l’intérieur. Un dernier O-Grid interne est nécessaire pour redresser le maillage (voir figure 5.19)

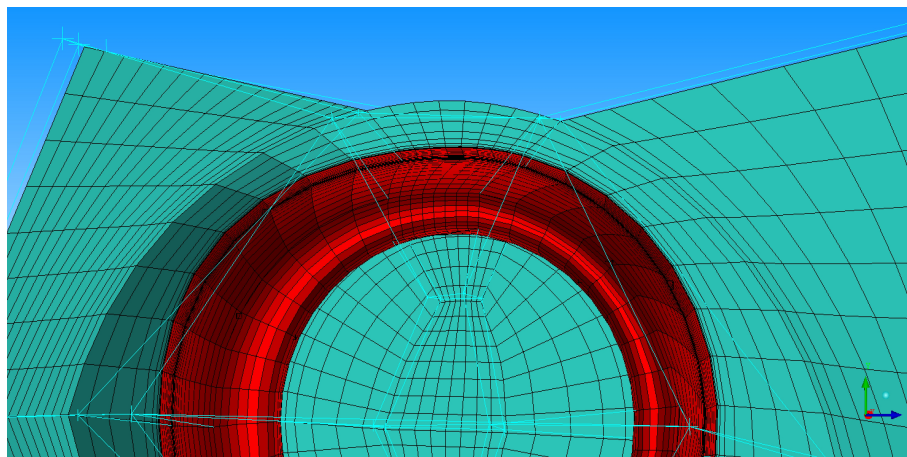


Figure 5.19 Maillage de la nacelle.

5.4 Résolution sous Fluent

5.4.1 Type de solveur

Pour le solveur, des paramètres identiques au schéma de résolution du DPWII ont été utilisés. Le solveur choisi est de type compressible Density-Based Coupled. Fluent rend possible l'utilisation du solveur compressible pour des écoulements à bas nombre de Mach (ici $M=0.128$) grâce à la correction des termes temporels par une matrice de pré-conditionnement (voir *Fluent User's Guide v12 - 18.5.2 Preconditioning*). Les bénéfices apportés par la robustesse de ce solveur ainsi que l'utilisation d'une condition limite unique pour l'ensemble du farfield (*pressure far-field*) ont fait pencher le choix vers ce solveur plutôt que *Pressure Based*. Le modèle de turbulence Spalart-Allmaras est choisi. Des tests ont été réalisés avec le modèle $k-\omega$ SST utilisé pour le cas de validation, mais ce modèle s'est révélé très instable dans cette configuration à faible nombre de Mach (une étude de sensibilité est réalisée au 5.4.6).

Tableau 5.4 Configurations de calcul.

Paramètre	Symbole
Solveur	Density-Based en régime permanent
Schéma	Coupled
Formulation	Implicite
Schéma de différenciation	ROE-FDS
Schéma de discrétisation	Centré Green-Gauss
Précision	2 nd ordre
Initialisation FMG	5 niveaux à CFL=0.2
Solution Steering	CFL de 2 à 100 Facteur de sous-relaxation=0.2 Mise à jour du CFL/5 itérations
Équation de l'énergie	Activée
Modèle de turbulence	Spalart-Allmaras

5.4.2 Paramètres

Les paramètres de l'écoulement ont été choisis afin de recréer les conditions utilisés dans la soufflerie, soit un nombre de Reynolds de $Re = 0.87 \cdot 10^6$ à la corde de l'aile et un nombre de Mach de 0.128. L'ensemble des paramètres est réuni au tableau 5.5. La densité du fluide est calculée par l'équation des gaz parfaits. La pression et la température quant à elles étaient imposées.

Tableau 5.5 Configurations de calcul.

Paramètre	Symbole	Valeur	Unité
Mach	M	0.128	
Reynolds	Re	$0.87 \cdot 10^6$	
Chaleur spécifique	C_P	1006.43	J/kg.K
Viscosité	μ	1.477e-04	kg/m.s
Température	T	281	K
Conductivité thermique	k	0.0242	W/m.K
Pression	P	89 057.76	Pa
Ratio de viscosité turbulente	μ/μ_T	0.1	

Les calculs ont tous été lancés sur les serveurs du RQCHP grâce à l'utilisation de scripts développés pour l'étude du DPWII et adaptés au BRA. Pour chaque configuration, un cas initial à incidence et lacet nuls était créé et servait de référence à chaque essai. Le script pouvait ainsi :

- charger le cas de référence,
- effectuer la rotation initiale si nécessaire,
- procéder au balayage en incidence ou en lacet par rotations du maillage et résolutions successives.

Les différentes configurations de calcul sont réunies dans le tableau 5.6². Chaque configuration correspond à la résolution d'un seul cas à incidence et lacet nuls. Un balayage en incidence (pour les maillages simples) comptent 16 résolutions et en lacet (pour les maillages *FULL*) comptent 11 résolutions.

Tableau 5.6 Paramètres et temps de calcul pour chaque configuration à incidence et lacet nuls.

Maillage	Noeuds (CPU)	RAM	Temps moyen itération	Itérations	Temps d'exécution total (hh :mm :ss)	Temps CPU (hh :mm :ss)
IF	1 (12)	48 Go	7.687 sec	1000	2 :08 :07	25 :37 :24
IF <i>FULL</i>	1 (12)	48 Go	8.168 sec	1000	2 :16 :08	27 :16 :36
WB	1 (12)	48 Go	6.145 sec	1000	1 :42 :25	20 :29 :00
WB <i>FULL</i>	2 (24)	96 Go	7.745 sec	1000	2 :09 :05	51 :38 :00
WBN	1 (12)	48 Go	6.890 sec	1000	1 :54 :50	22 :58 :00
WBN <i>FULL</i>	2 (24)	96 Go	8.462 sec	1000	2 :21 :02	56 :24 :48
WBT	2 (24)	96 Go	9.377 sec	1500	3 :54 :26	93 :45 :12
WBT <i>FULL</i>	3 (36)	144 Go	8.897 sec	1500	3 :42 :25.5	133 :27 :18
WBNT	3 (36)	144 Go	7.696 sec	1500	3 :12 :24	115 :26 :24
WBNT <i>FULL</i>	4 (48)	192 Go	8.102 sec	1500	3 :22 :33	162 :02 :24

2. Le temps CPU correspond au temps nécessaire à la résolution si le calcul était lancé sur 1 seul CPU.

5.4.3 Validation

5.4.4 Convergence du calcul

Le niveau de convergence obtenu est présenté pour la configuration WB sur le maillage *Medium* en figure 5.20. Les résidus convergent à 10^{-7} , 10^{-8} , 10^{-7} , 10^{-7} et 10^{-8} les équations de continuité, de quantité de mouvement sur x, y, z et de l'énergie respectivement. Seulement 1000 itérations suffisent à obtenir un calcul convergé, c'est-à-dire avec des variations dans les résidus dont l'amplitude est inférieure à $3 \cdot 10^{-9}$, pour un temps de calcul inférieur à 2 heures. Comme pour le cas de validation, il est important de vérifier que les 3 grandeurs étudiées sont convergées avec suffisamment de chiffres significatifs ce qui est bien le cas comme le montre les figures 5.21 à 5.23. Pour les 3 coefficients, les valeurs sont stables à 10^{-6} ce qui valide la convergence des cas présentés ci-après.

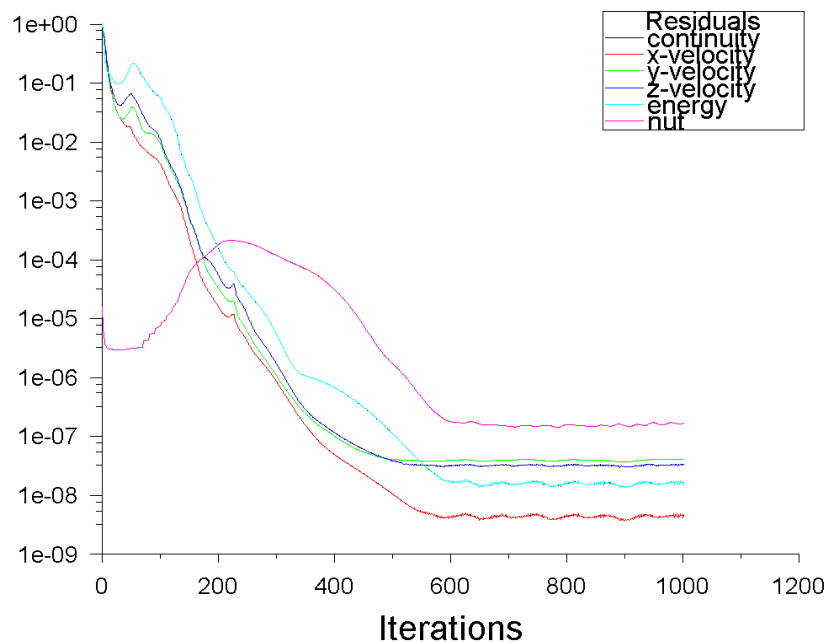


Figure 5.20 Convergence des résidus pour le cas WB - $\alpha = 0^\circ$.

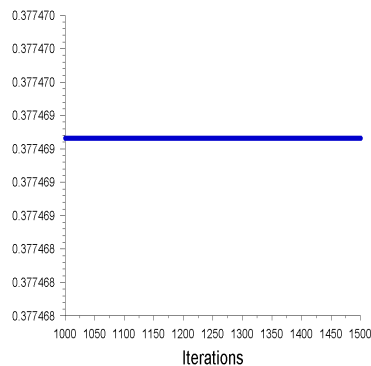


Figure 5.21 Précision de convergence du C_L .

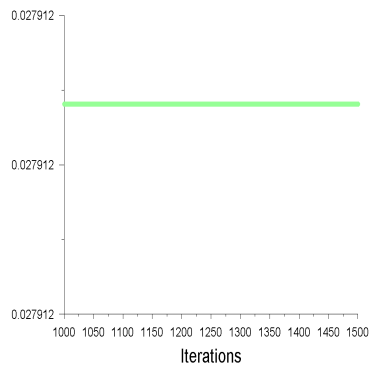


Figure 5.22 Précision de convergence du C_D .

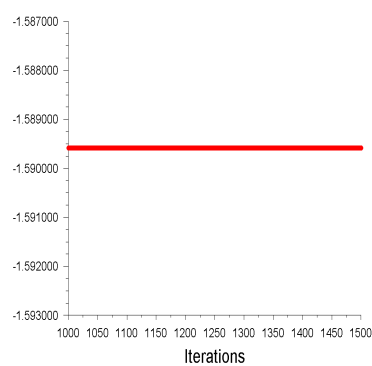


Figure 5.23 Précision de convergence du C_M .

La couche limite est quant à elle parfaitement résolue et les y^+ sur les différentes composantes sont bien plus petits que 5. Le choix de la taille de la première cellule dans les différents maillages est donc validé.

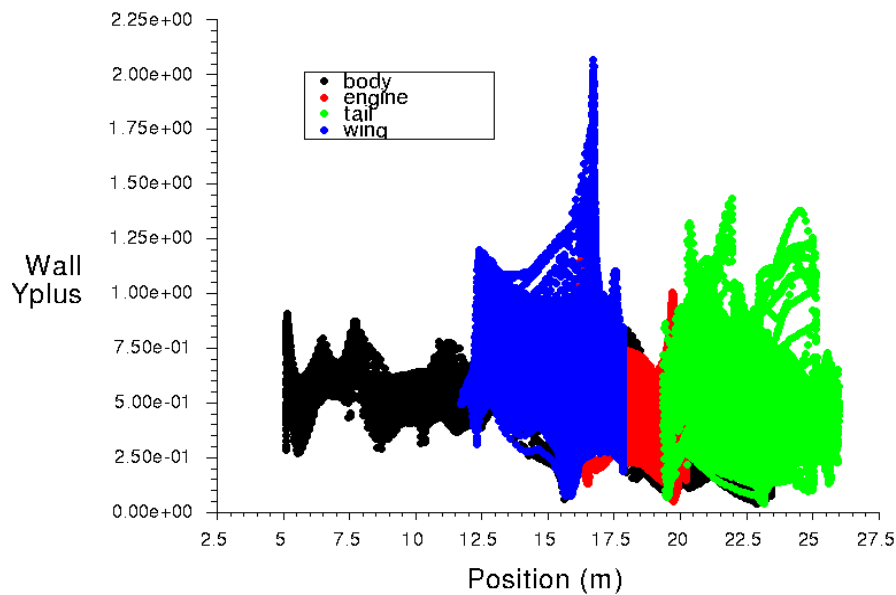


Figure 5.24 y^+ sur la géométrie complète - Maillage *Medium*.

5.4.5 Convergence en maillage - Étude sur la configuration WB

L'étude de convergence en maillage a été réalisée uniquement sur la configuration WB afin de valider la topologie et la taille relative des cellules. Pour cette étude, 3 niveaux de maillages ont été créés : *Coarse*, *Medium* et *Fine* dont les caractéristiques sont réunies au tableau 5.7.

Tableau 5.7 Les différents niveaux de maillage du WB pour l'extrapolation de Richardson.

Nom	Taille	Nombre de blocs	Niveau de Multigrid	Critère de Qualité (ICEM)	Ratio maximal de changement de volume
<i>Coarse</i>	466 912	392	3	4.4%	42
<i>Medium</i>	3 735 296		4	5.7%	39
<i>Fine</i>	29 882 368		5	4.35%	142

Pour ces 3 niveaux de maillage, la plage d'incidence intégrale a été résolue (-15° à 15°). Les résultats sur C_L , C_D et C_M sont représentés aux figures 5.25 à 5.27.

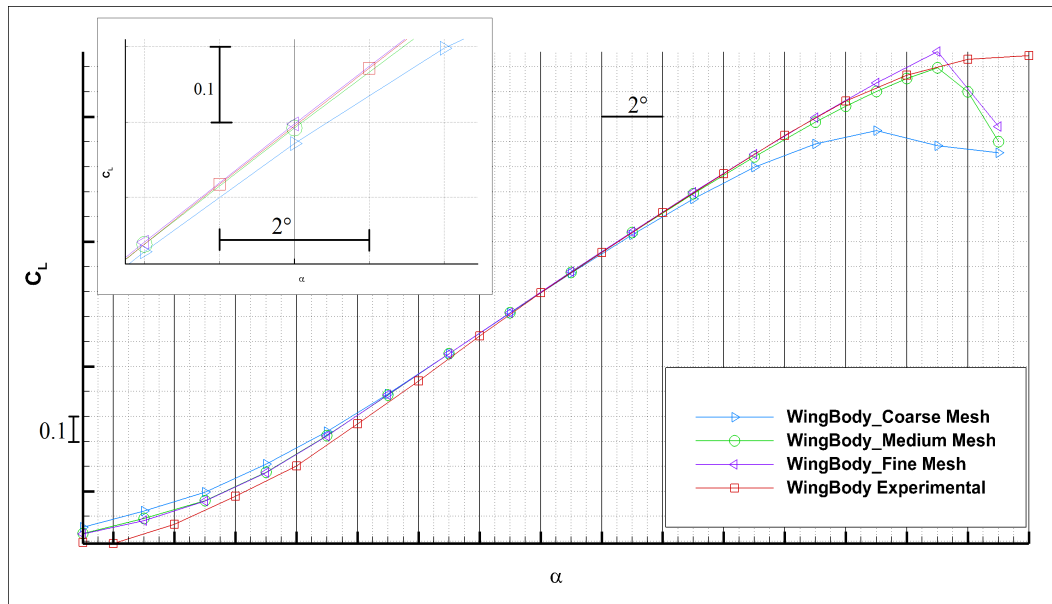


Figure 5.25 Comparaison des 3 niveaux de maillages $C_L(\alpha)$.

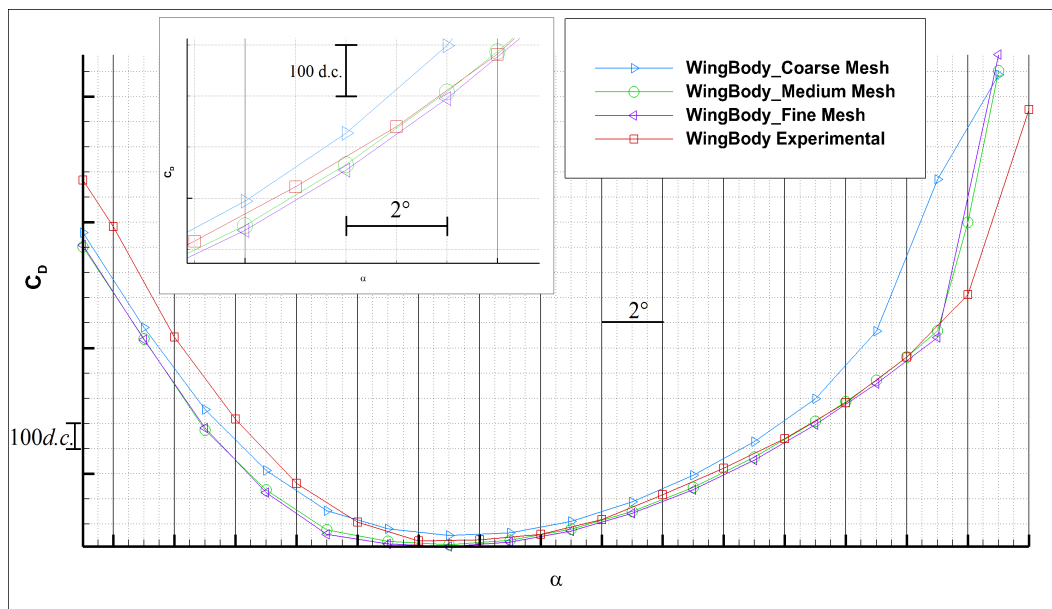


Figure 5.26 Comparaison des 3 niveaux de maillages $C_D(\alpha)$.

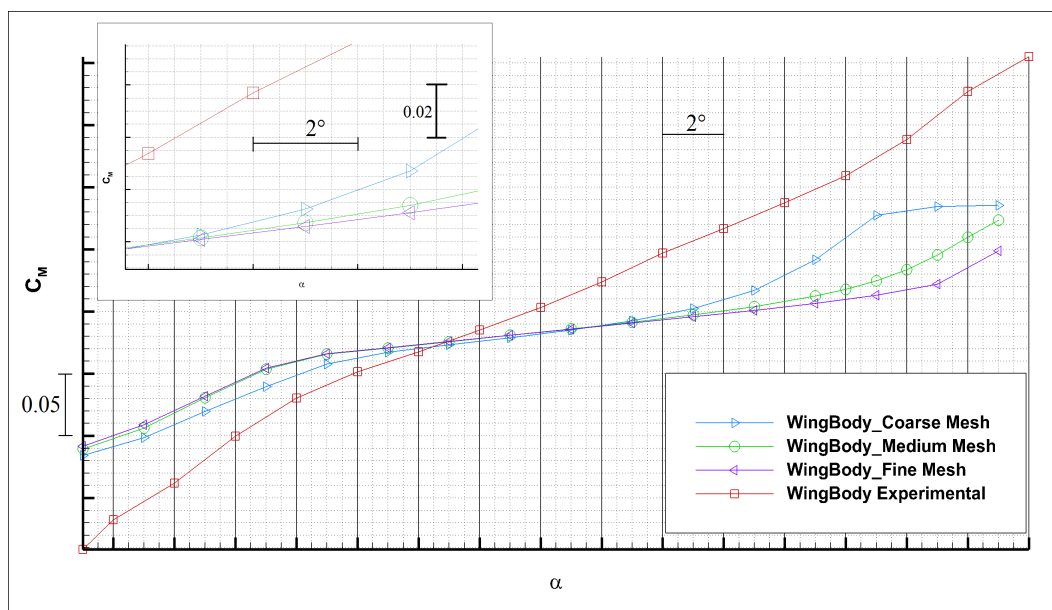


Figure 5.27 Comparaison des 3 niveaux de maillages $C_M(\alpha)$.

La moyenne des résultats de l'extrapolation de Richardson est réunie dans le tableau 5.8. Pour cette méthode, seules les incidences entre -15° à 11° ont été sélectionnées pour

s'affranchir des hautes incidences présentant des phénomènes instationnaires. En effet, après 11° , l'erreur relative extrapolée sur le C_L dépasse les 20%.

Tableau 5.8 Extrapolation de Richardson sur le BRA - Configuration WB.

	Ordre apparent	Approximation de l'erreur relative	Extrapolation de l'erreur relative	Medium Grid Convergence Index	Fine Grid Convergence Index
	p	e_a^{21}	e_{ext}^{21}	CGI_{med}^{21}	CGI_{fine}^{21}
C_L	2.119	0.587%	0.583%	5.107%	0.729%
C_D	2.392	2.217%	2.267%	17.794%	2.834%
C_M	2.276	0.993%	0.994%	9.9196%	1.243%

Le CGI_{med}^{21} présente des valeurs élevées pour la traînée étant donné l'imprécision du maillage *Coarse* dans la résolution du C_D . On peut donc en tirer les conclusions suivantes :

- L'ordre p est de 2.27 ± 0.2 ce qui confirme le deuxième ordre du solveur.
- Le maillage *Coarse* donne des résultats proches des valeurs de C_L et C_M expérimentales à faibles incidences, mais est inefficace en terme de traînée.
- Le maillage *Medium* donne des résultats très proches de ceux du *Fine* et peut donc suffire pour l'étude présente.

La convergence spatiale est donc attestée grâce à cette extrapolation. Le CGI_{med}^{21} représente l'erreur relative maximale sur les résultats du maillage *Medium* et sera représenté sous la forme de barres d'erreurs. Il est supposé que le CGI_{med}^{21} calculé pour la configuration WB peut être utilisé pour l'ensemble des configurations.

5.4.6 Sensibilité du maillage - Étude sur la configuration WB

Sensibilité au modèle de turbulence

Une étude de sensibilité a été réalisée sur la configuration WB afin de tester les performances des modèles Spalart-Allmaras (S-A) et $k-\omega$ SST. Le modèle $k-\omega$ s'est révélé être le plus performant dans le cas de validation, mais dans les conditions d'étude du BRA, le choix d'un modèle compressible à faible nombre de Mach a rendu les calculs instables avec ce modèle. Sur la plage d'incidence considérée, le modèle $k-\omega$ a divergé pour les incidences de : -11° , 1° , 5° , 11° , 13° et 15° . C'est pourquoi ce modèle a été jugé inadapté pour ce cas d'étude étant donné la complexité des configurations à étudier. Sur les calculs convergés, les résultats de la métrique d'erreur sont réunis à la figure 5.28.

Sensibilité aux paramètres de Spalart-Allmaras

Dans la paramétrisation du modèle S-A, le ratio de viscosité turbulente dans le champ lointain est un paramètre important qui peut influencer sur les résultats. Une étude de sensibilité a été réalisée sur ce ratio afin d'en étudier les impacts sur les résultats et valider le choix effectué pour cette étude. Des ratios de 0.1 et 2 ont été testés sur la plage d'incidence du WB, sachant que [35] recommandent des valeurs entre 0 et 10. Les résultats de la métrique d'erreur sont réunis figure 5.28.

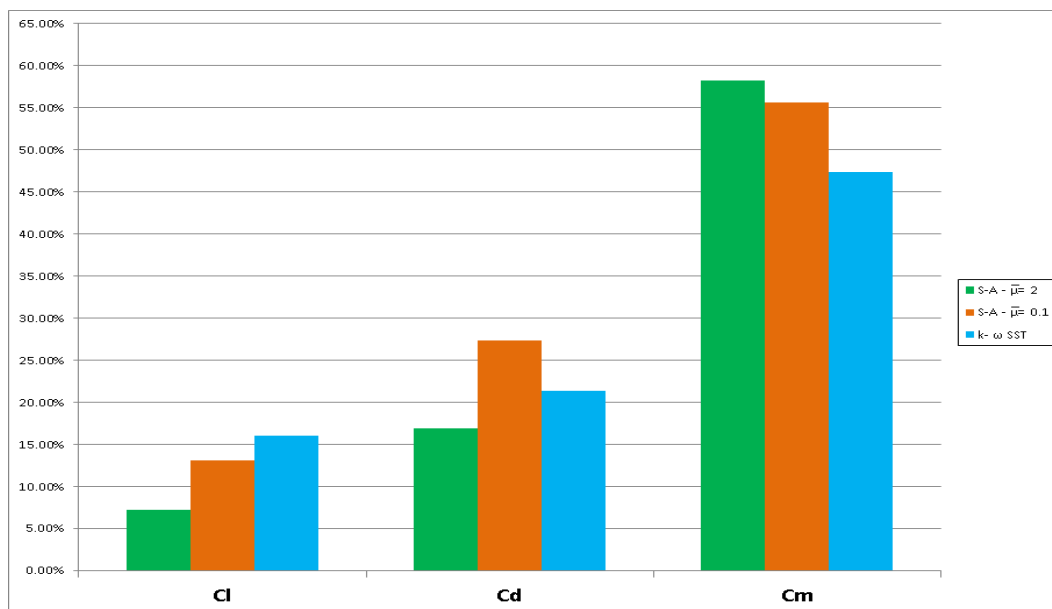


Figure 5.28 Sensibilité des résultats aux paramètres.

Ces résultats valident les choix en termes de paramètres et modèle de turbulence réalisés pour l'étude. On remarque au final que les résultats sont très proches et se tiennent à $\pm 10\%$ lorsque les 3 modèles sont paramétrés efficacement. Une préférence est à noter pour les paramètres choisis pour l'étude qui se révèlent plus performants pour la traînée et la portance mais les moins bons en terme de moment de tangage à quelques pour cents près.

5.5 Résultats

Au final, ce sont 3 balayages en incidence et 1 balayage en lacet par configuration qui ont été réalisés pour cette étude avec chacun 20 angles différents résolus soit au total 20 balayages d'angles et 400 cas de calculs résolus. Afin de synthétiser les résultats, seulement quelques essais seront analysés notamment ceux ayant les meilleurs et les moins bons résultats. Ensuite

la métrique d'erreur permettra d'avoir une vue d'ensemble sur les résultats et la précision obtenue au cours de cette étude.

Essai 4 - IF en lacet avec incidence initiale de 5°

Les essais sur l'IF sont les plus sensibles, car les forces en présence sur cette configuration sont très faibles en amplitude. Les résultats expérimentaux sont quant à eux fournis avec une marge d'erreur absolue qui, dans le cas du IF, devient grande devant la plage de valeur des résultats. Si on se base sur la valeur des résultats obtenus, la portance est obtenue avec une erreur absolue moyenne de $5 \cdot 10^{-3}$ (voir figure 5.41). La traînée est quant à elle résolue avec une erreur moyenne de $10d.c.$ soit 10% de la traînée moyenne d'un fuselage.

Les dérivées de stabilité donnent beaucoup d'intérêt à l'étude numérique. En effet l'interpolation des valeurs pour obtenir les dérivées est d'autant plus précise que les points de mesures sont nombreux et cohérents entre eux et l'étude numérique respecte davantage ces conditions que l'étude expérimentale. C'est pourquoi le tracé des dérivées de stabilité obtenu numériquement est bien plus linéaire et donne des informations relativement précieuses sur le comportement de l'appareil.

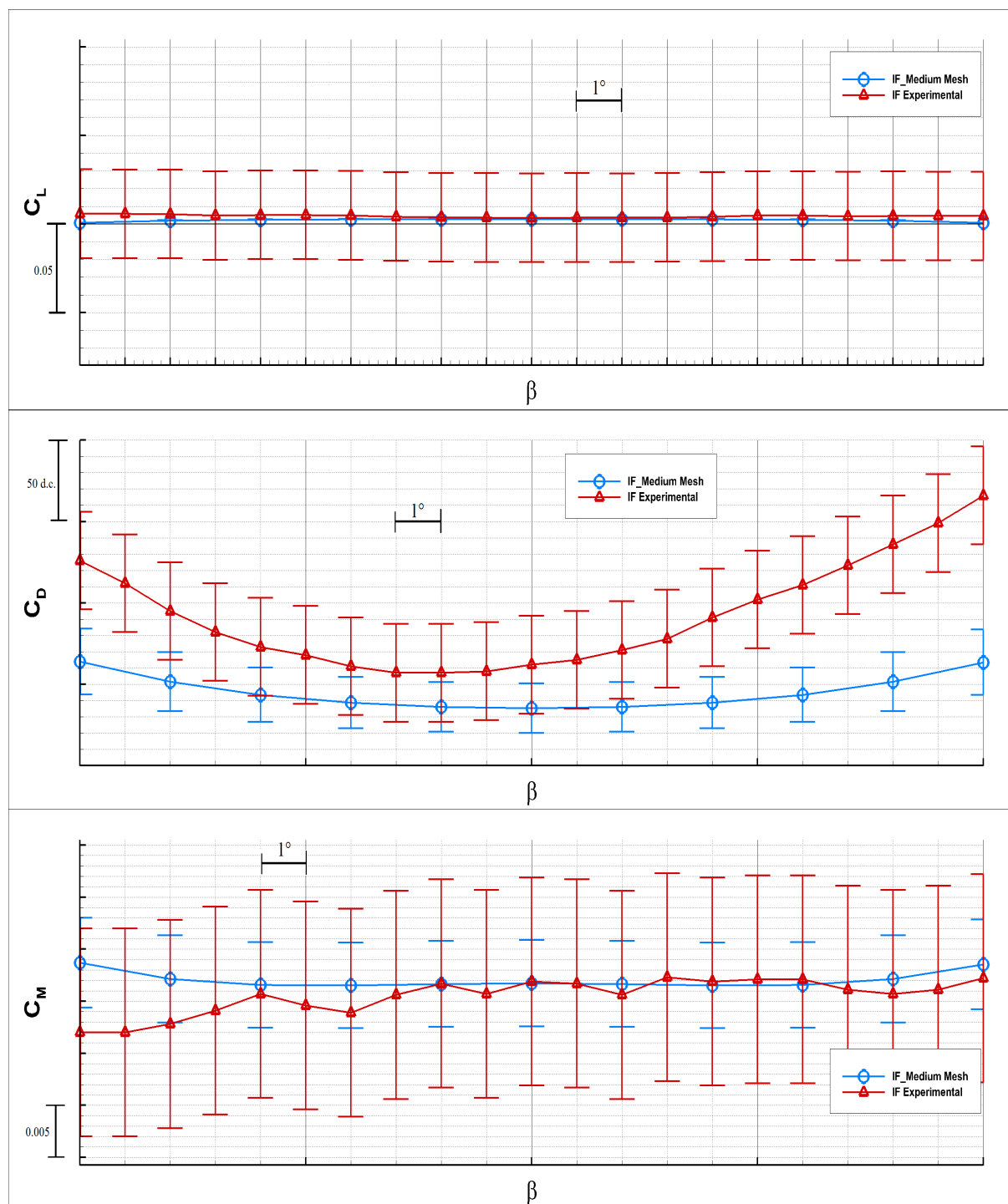


Figure 5.29 Coefficients aérodynamiques - IF en balayage d'incidence.

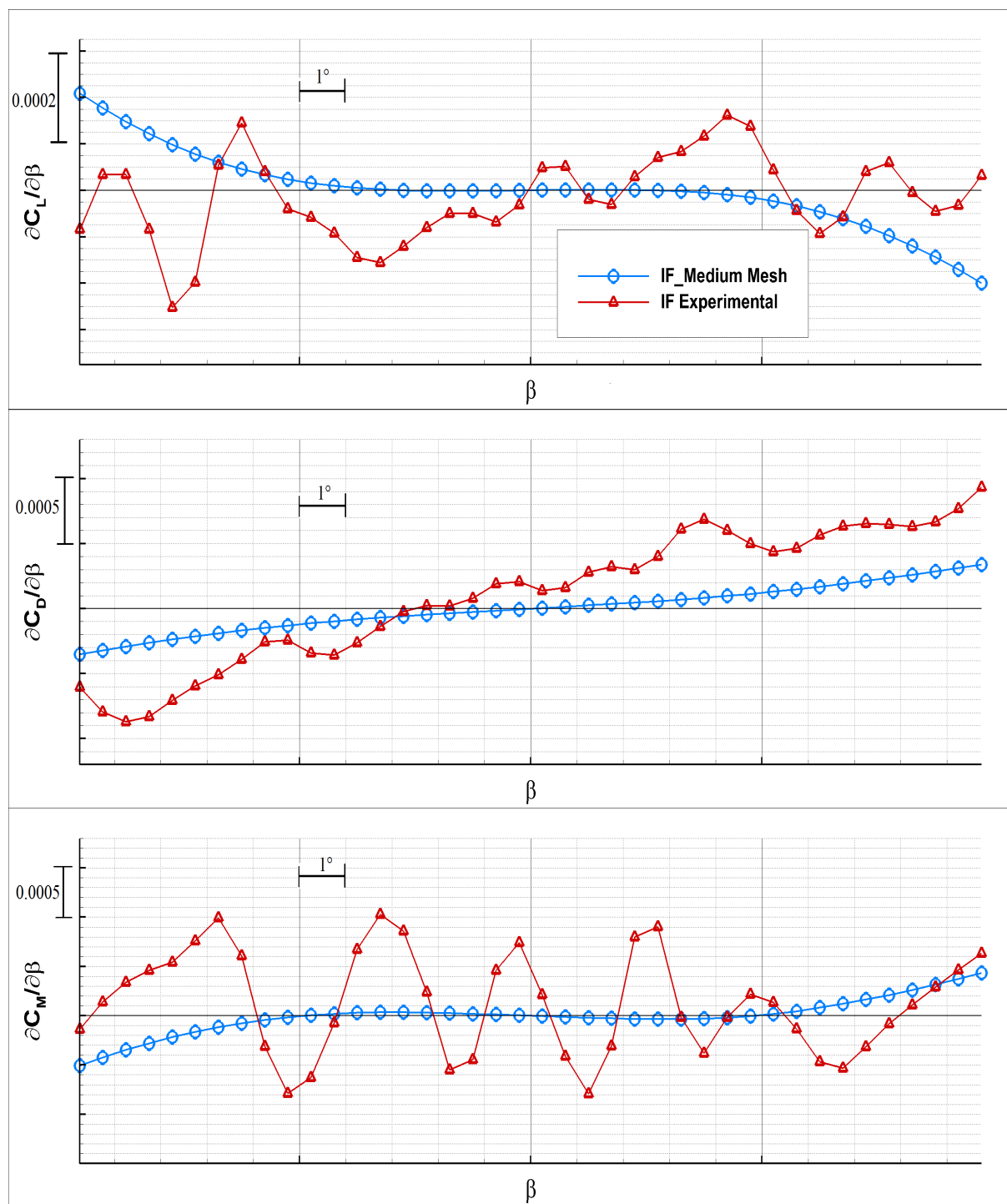


Figure 5.30 Dérivées de stabilité - IF en balayage d'incidence.

Essai 5 - WB en incidence

La portance sur la configuration WB est résolue avec 7.2% d'erreur relative (voir figure 5.41) ce qui est très encourageant quant au potentiel des études CFD haute-fidélité. La résolution en traînée reste globalement précise excepté pour les incidences négatives où le modèle semble sous-estimer la traînée d'environ 100*d.c.* pour chaque mesure. Quant au coefficient de tangage, l'étude de sensibilité a donné les mêmes résultats dans les 3 cas, mais aucun modèle n'a pu s'approcher davantage des résultats expérimentaux. La courbure de la pente est quant à elle bien résolue. C'est pourquoi, à la figure 5.32, on peut voir que le comportement des dérivées de stabilité est précis par rapport à l'expérimental. Pour le C_M , l'amplitude reste différente, mais les réponses présentent la même allure générale.

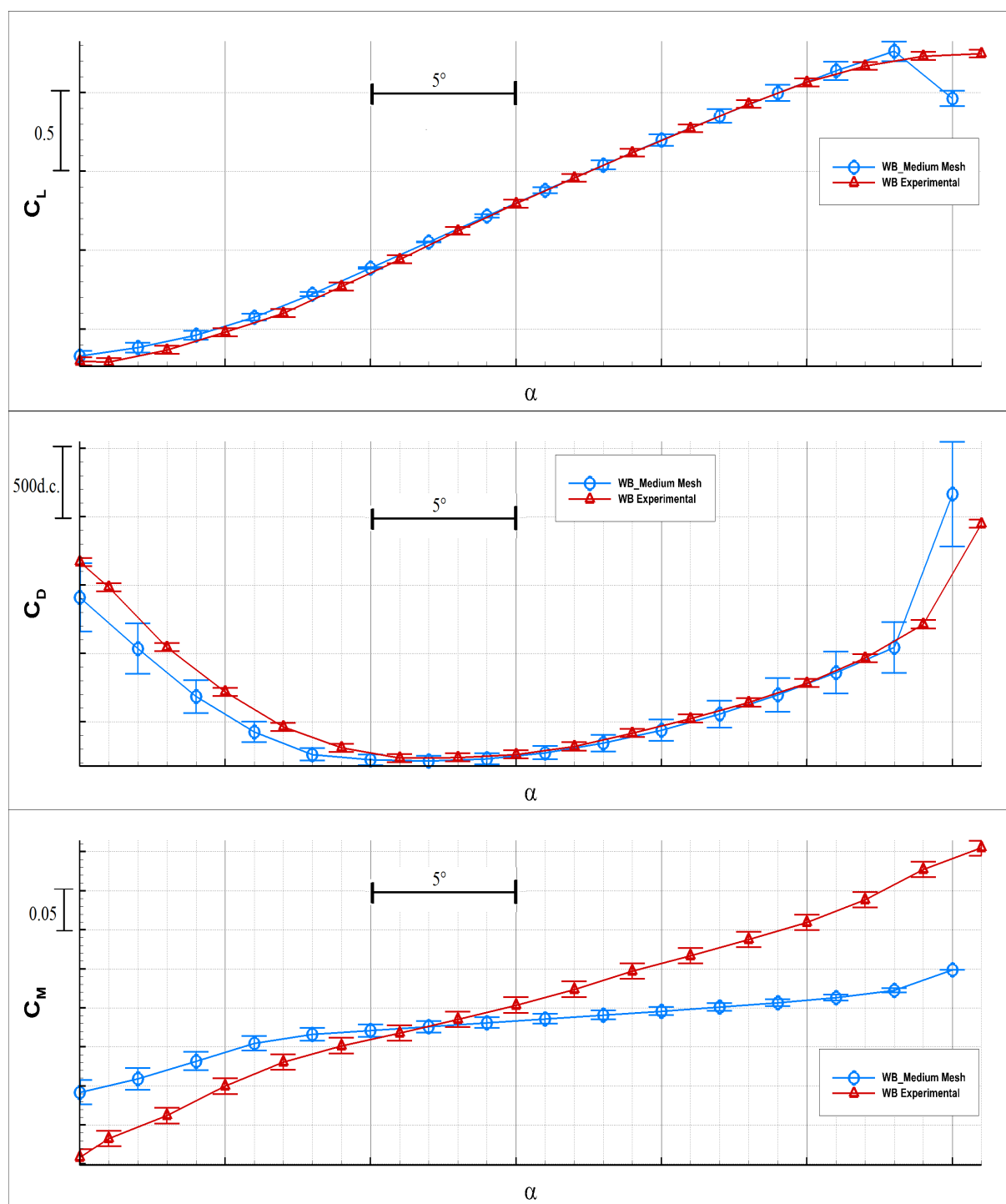


Figure 5.31 Coefficients aérodynamiques - WB en balayage d'incidence.

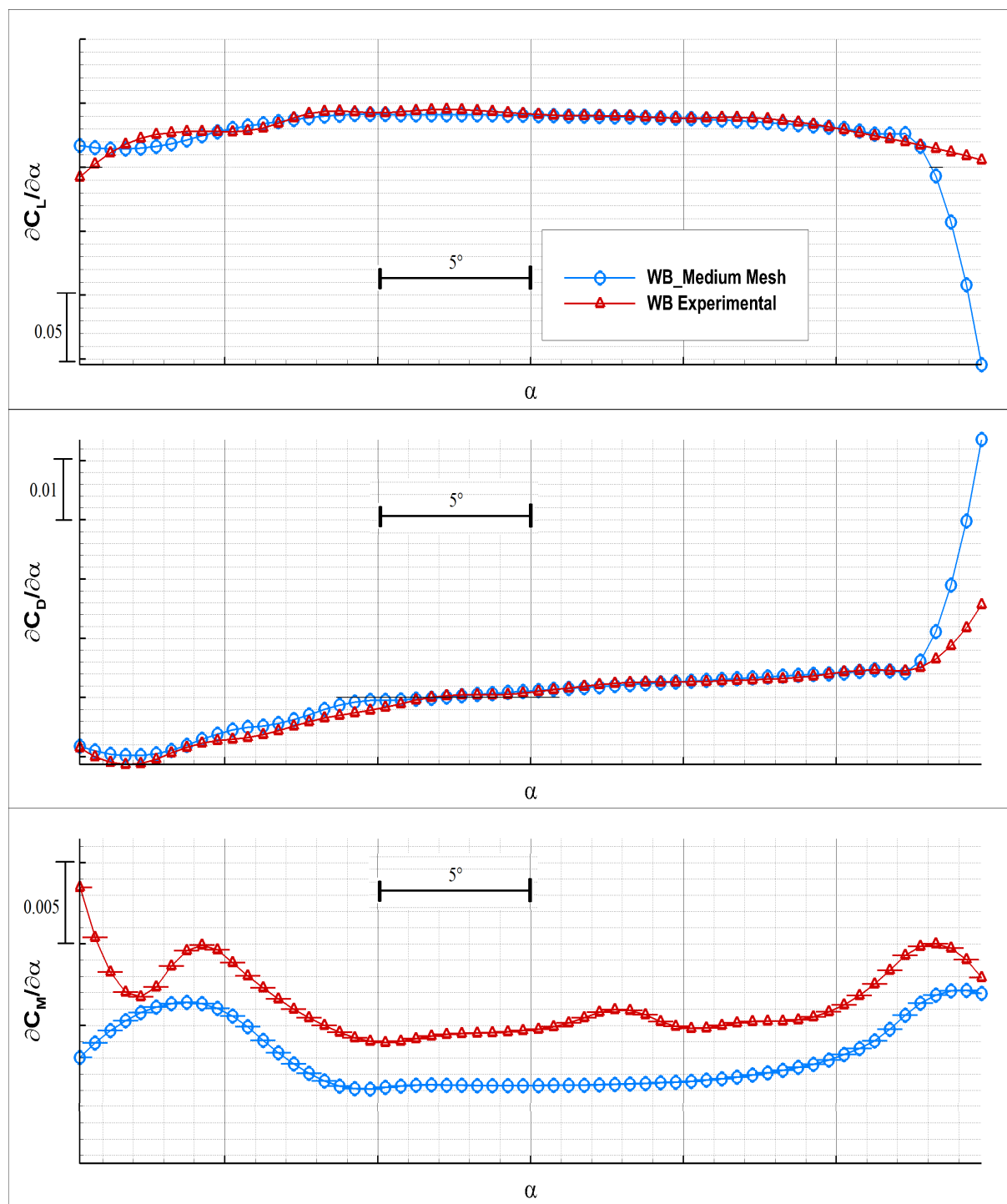


Figure 5.32 Dérivées de stabilité - WB en balayage d'incidence.

Essai 10 - WBN en incidence avec lacet initial 10°

Les configurations avec un lacet initial ou en balayage de lacet sont particulièrement complexes et coûteuses à résoudre, car en l'absence de plan de symétrie, il est nécessaire d'utiliser une géométrie complète pour résoudre l'écoulement. De plus, les géométries possédant la nacelle présentaient un tourbillon sur le dessus du fuselage qui, avec un solveur en régime permanent, ne pouvait être résolu avec la plus grande précision (voir figure 5.33).

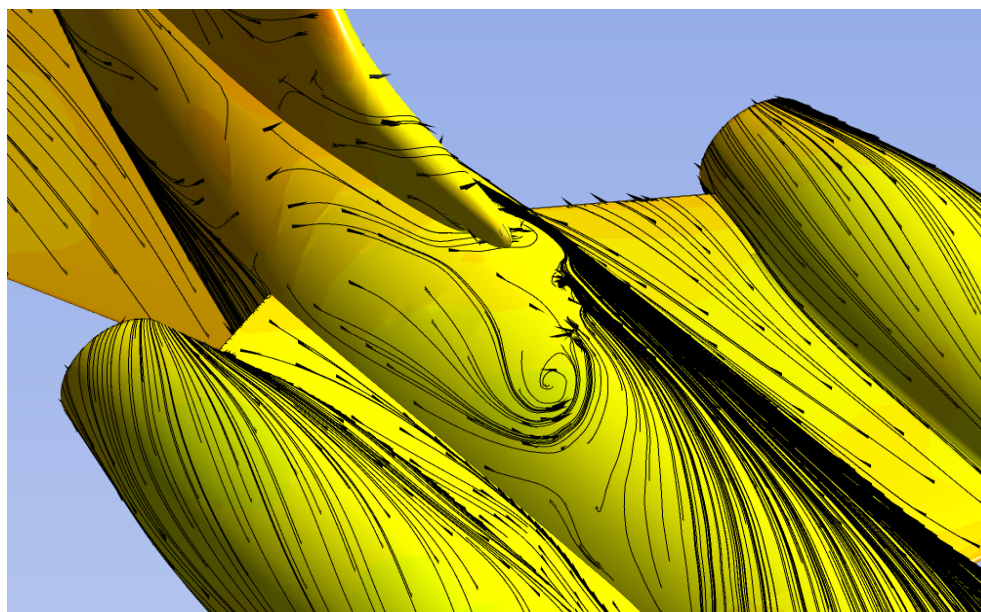


Figure 5.33 Tourbillon généré entre les 2 nacelles.

Malgré ce phénomène, la traînée et la portance de l'appareil sont résolus avec une précision proche du cas précédent soit environ 15% d'erreur pour le C_L et 20% pour le C_D . Le C_M possède une erreur relative très importante étant donné la faible amplitude du coefficient, mais donne une erreur absolue moyenne du même ordre que les autres configurations.

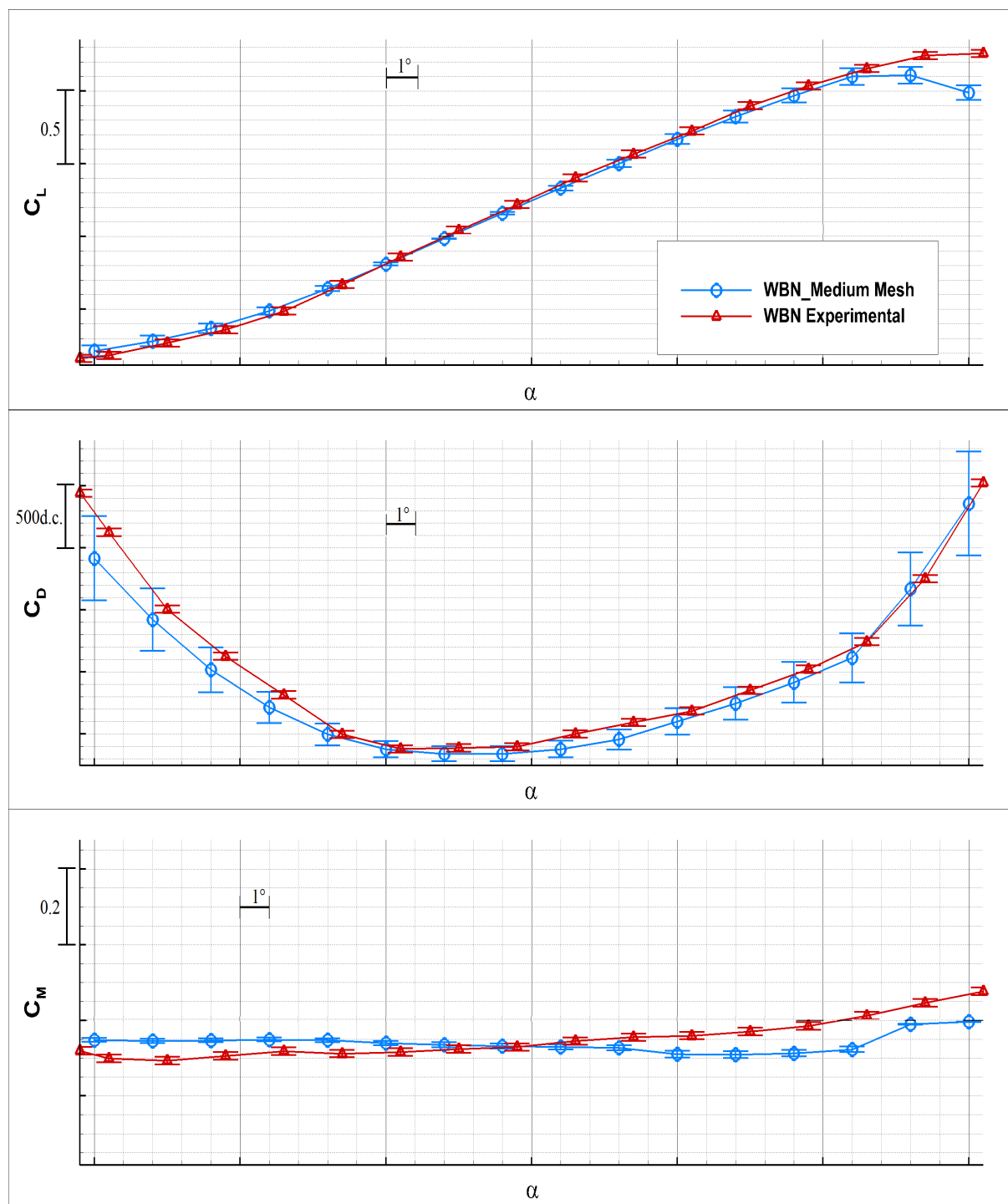


Figure 5.34 Coefficients aérodynamiques - WBN en balayage d'incidence.

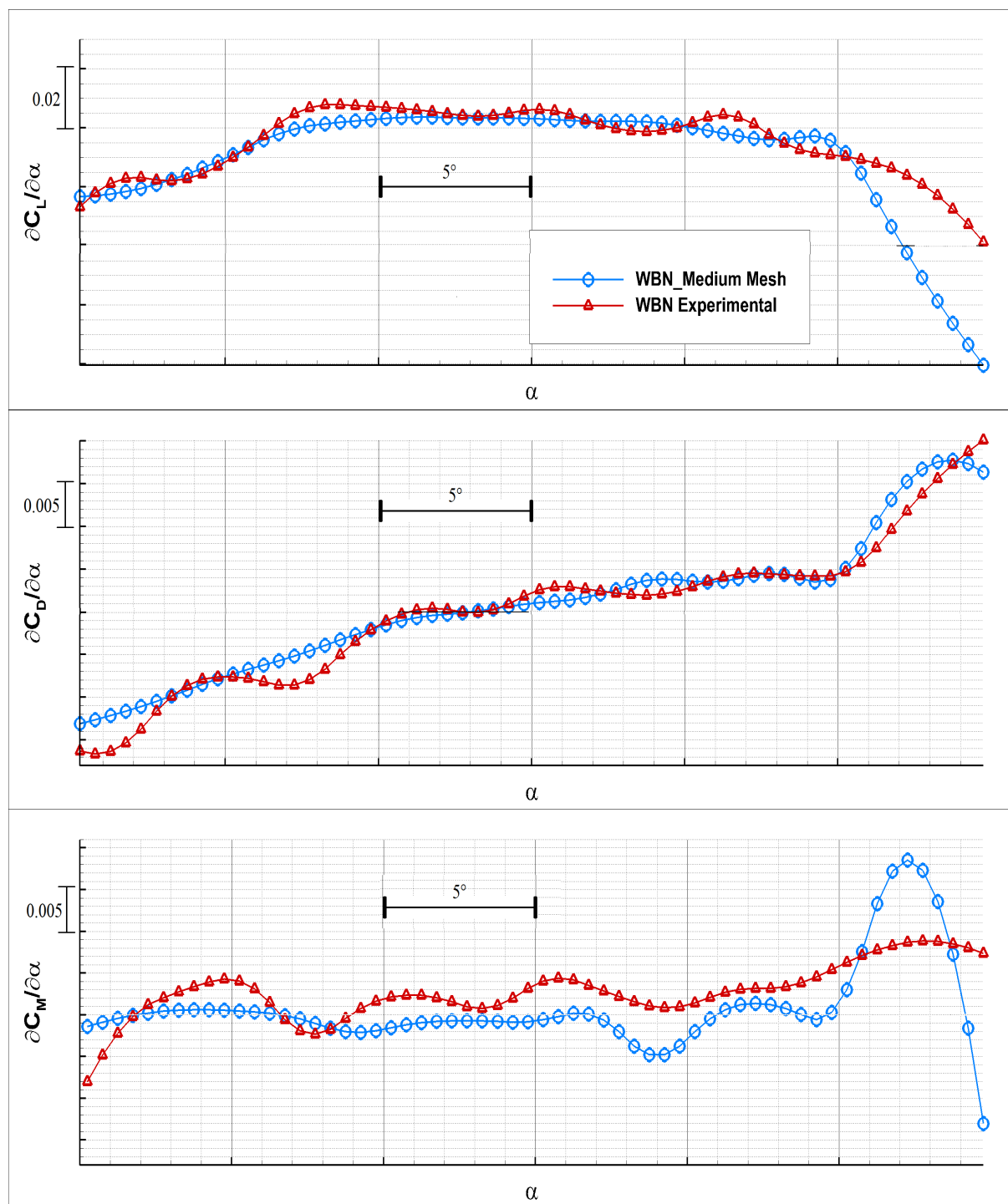


Figure 5.35 Dérivées de stabilité - WBN en balayage d'incidence.

Essai 15 - WBT en incidence avec lacet initial 5°

Les essais avec empennage ont donné de bonnes précisions que ce soit en erreur absolue ou relative, car pour cette configuration l'amplitude du C_M est uniformément répartie autour du 0. L'erreur relative sur celui-ci est de 20% et de 10^{-2} en erreur absolue.

Les dérivées de stabilité sont résolues à l'intérieur de 7% d'erreur relative, à l'exception de la dérivée du moment de tangage qui, comme précédemment, présente vraisemblablement le même comportement, mais pas la même amplitude.

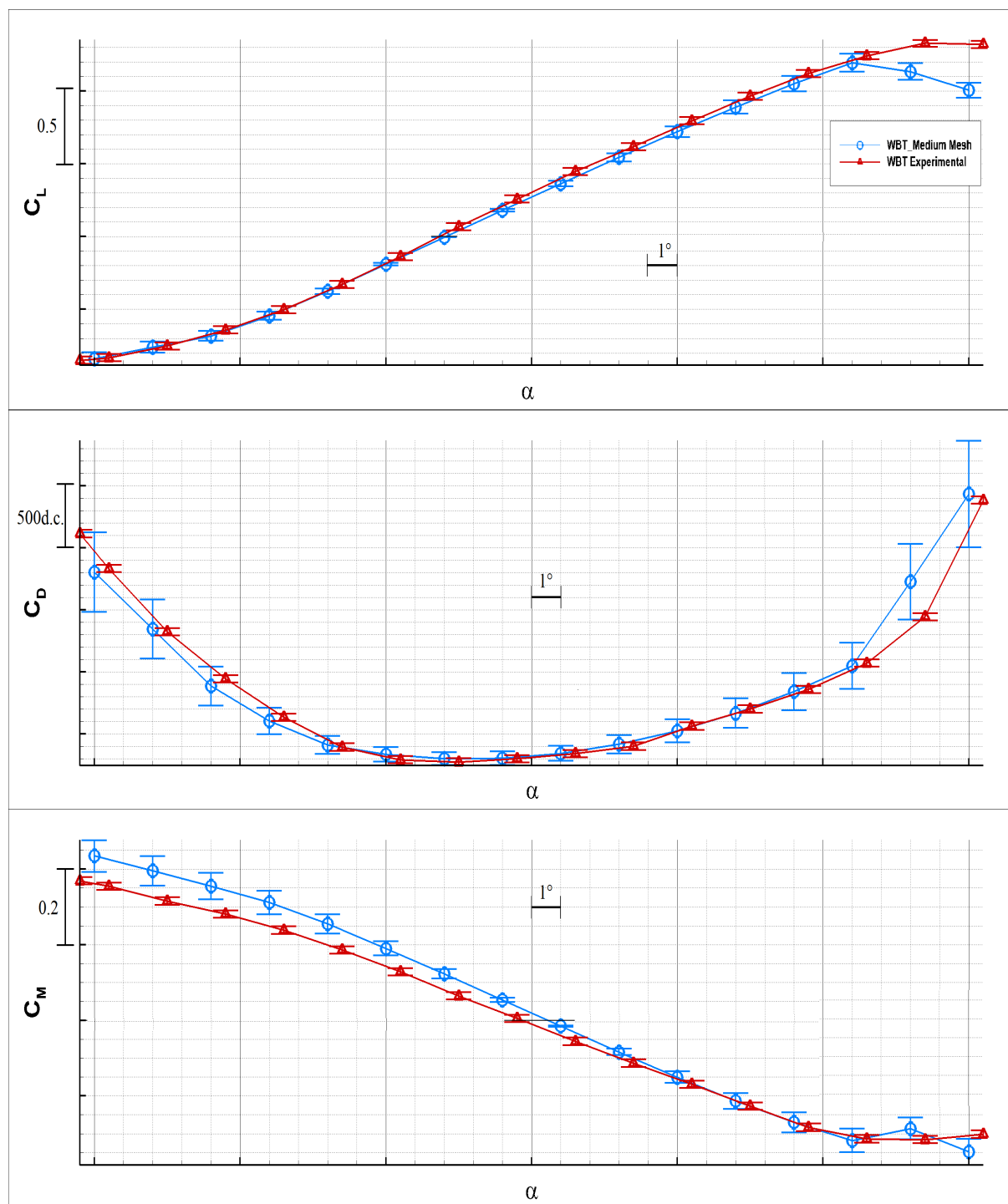


Figure 5.36 Coefficients aérodynamiques - WBT en balayage d'incidence.

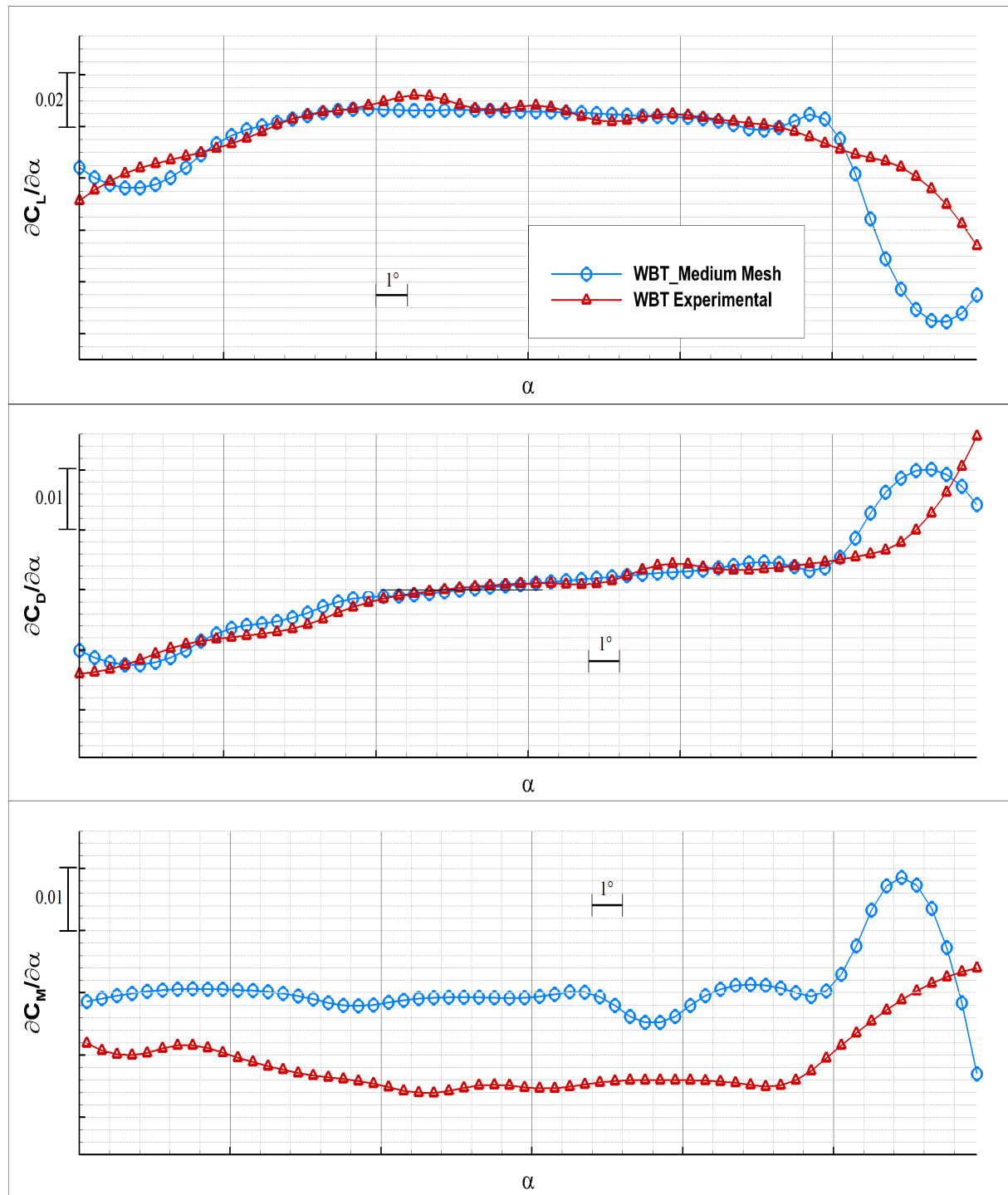


Figure 5.37 Dérivées de stabilité - WBT en balayage d'incidence.

Essai 17 et 20 - WBNT en incidence et en lacet avec incidence initiale de 5°

Les essais sur la configuration complète sont conséquents avec des résultats ayant une précision du même ordre que celle pour le WB.

Pour ce qui est du balayage en lacet, le problème subsiste quant à la faible amplitude des valeurs à déterminer qui semblent poser problème à une résolution précise. En ce qui concerne le C_M , le problème cité plus haut sur le décrochage entre les 2 nacelles pourrait expliquer cette différence au niveau des 2 courbes (figure 5.40). Le décrochage est visible pour les 3 coefficients et augmente relativement l'erreur moyenne présentée aux figures suivantes. Pourtant, le C_L est toujours dans une erreur relative d'environ 10% comme pour les autres configurations. Le C_D , aux incidences négatives, semble encore sous-évalué par rapport à l'expérimental.

En ce qui concerne les essais en lacet, l'erreur relative sur le C_L est toujours basse, de l'ordre de 10%, et les points se recoupent lorsque les marges d'erreur sont prises en comptes. Le comportement en traînée semble pour sa part respecter aussi cette règle. Le C_M pose davantage de problèmes étant donné que sa valeur à lacet nul diffère de l'expérimental et que l'erreur absolue atteint, comme pour le WBT, environ $3 \cdot 10^{-3}$, soit l'erreur la plus grande pour ce coefficient. On remarque que les courbes se séparent à très basses incidences pour ces deux configurations possédant un empennage; donc certains phénomènes ne sont pas suffisamment bien résolus dans cette plage.

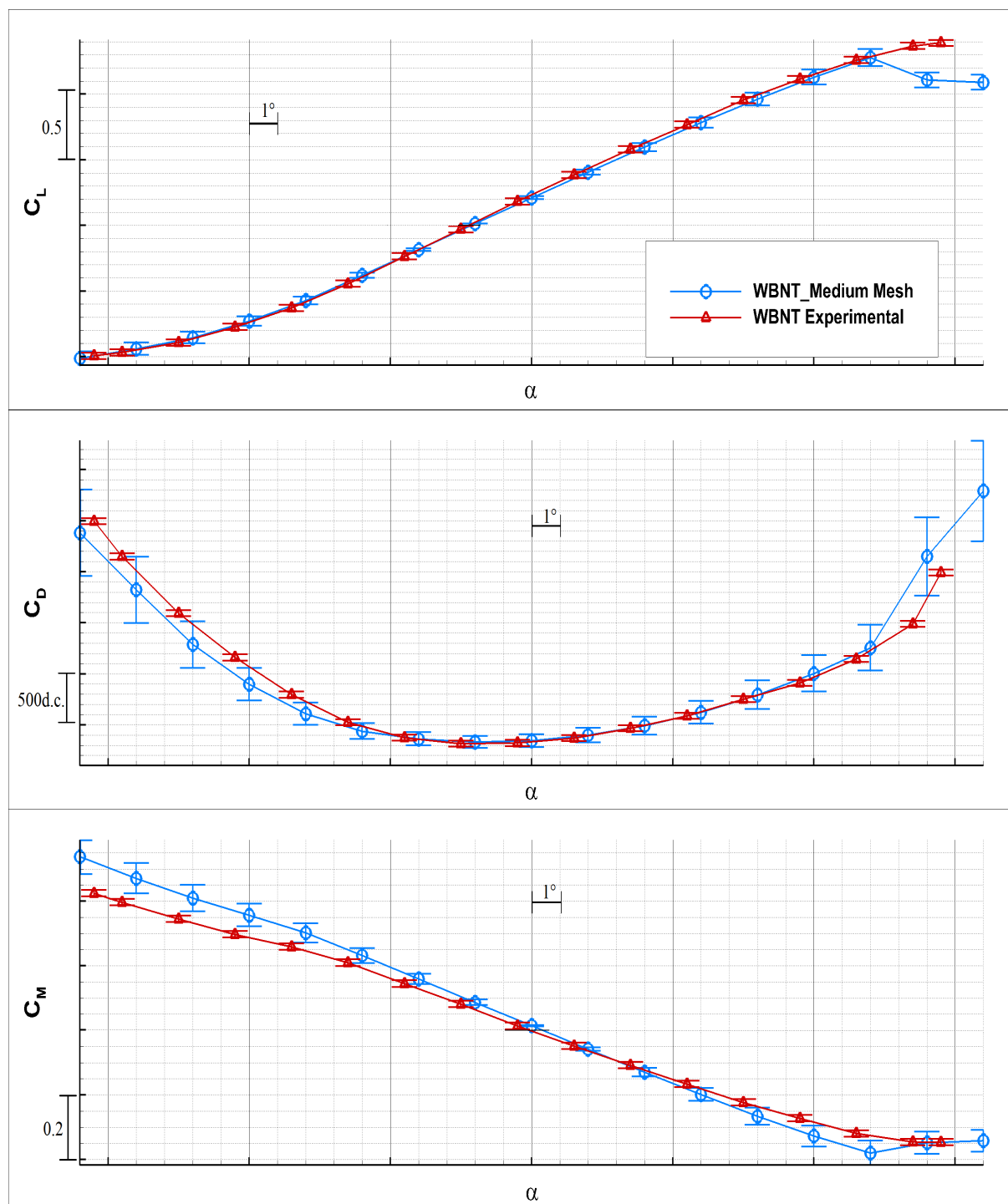


Figure 5.38 Coefficients aérodynamiques - WBNT en balayage d'incidence.

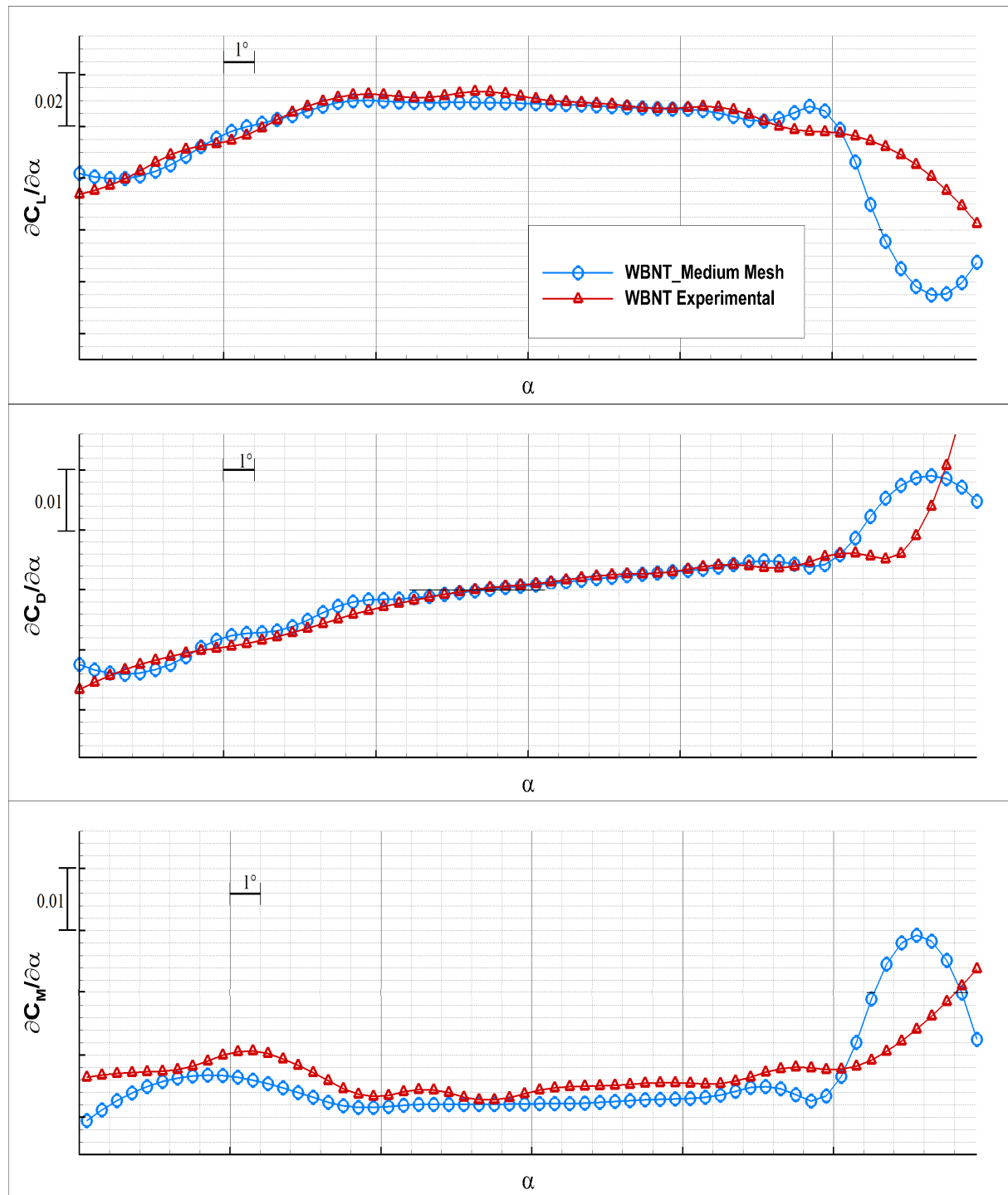


Figure 5.39 Dérivées de stabilité - WBNT en balayage d'incidence.

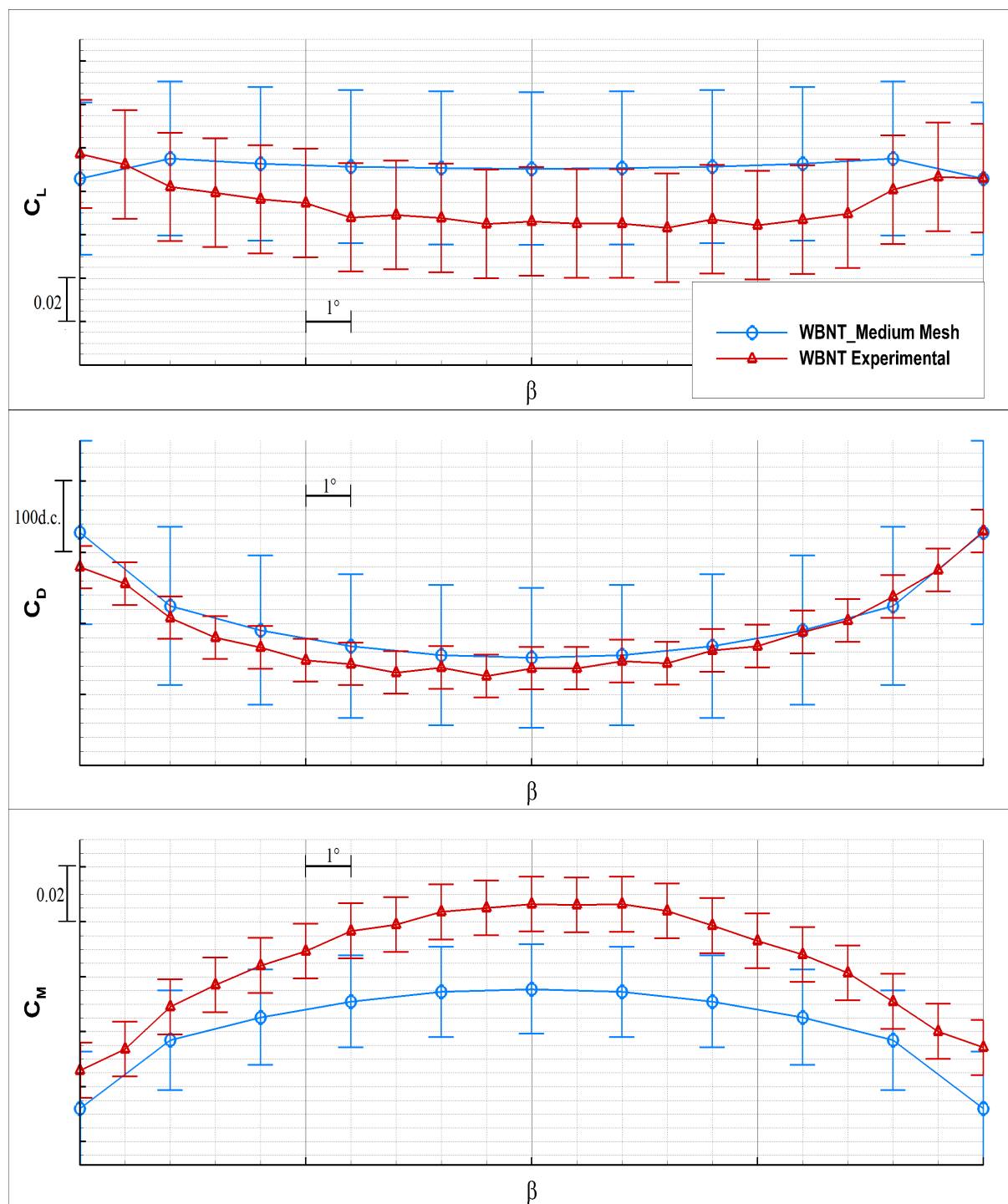


Figure 5.40 Coefficients aérodynamiques - WBNT en balayage de lacet.

Conclusion sur les essais en incidence

L'ensemble des résultats sur les balayages en incidence sont réunis à la figure 5.41. Le graphique présente l'erreur relative moyenne sur l'ensemble de la plage d'incidence pour les 3 balayages : lacet initial nul, lacet initial de 5° ('_Beta5'), lacet initial de 10° ('_Beta10').

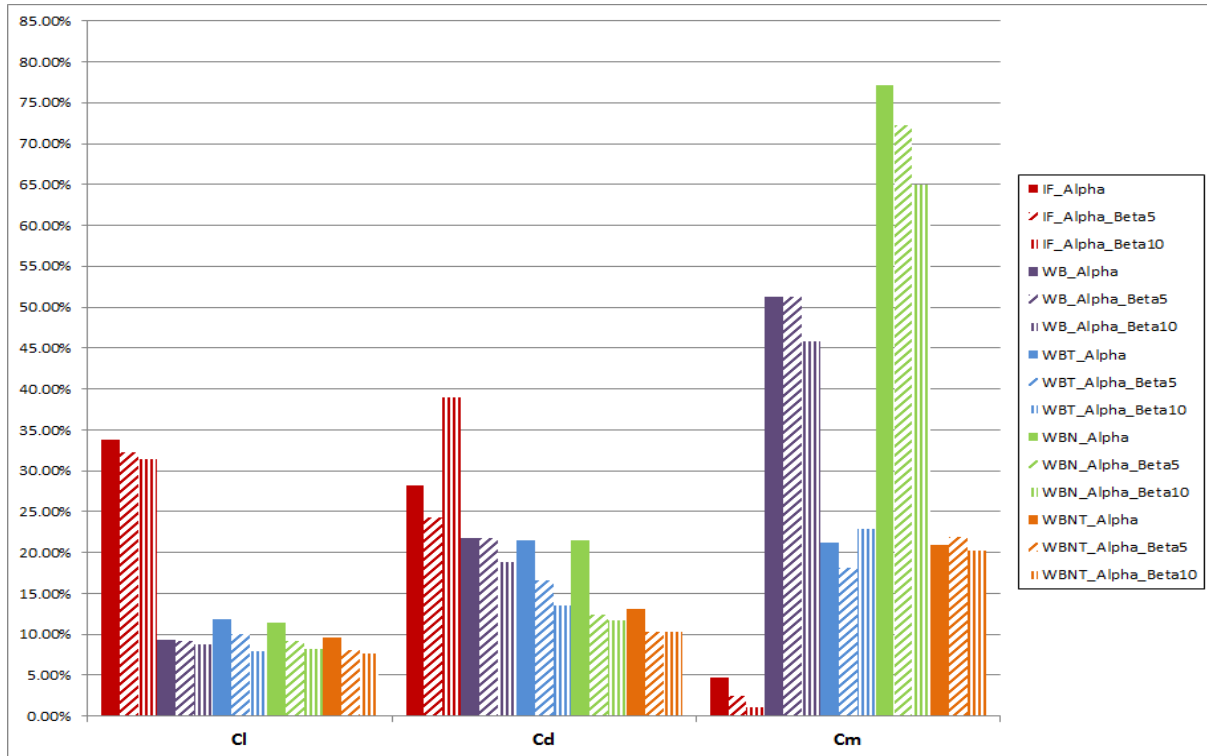


Figure 5.41 Erreur relative moyenne pour les balayages en incidence.

La première conclusion à noter est que dans la majorité des cas, le C_L est résolu à une précision d'environ 10% excepté pour l'IF pour lequel la portance est très proche de 0 donc la norme relative devient vite élevée.

La résolution en termes de traînée est moins précise et offre une précision entre 10% et 38% sur l'ensemble des cas. Il est à noter que l'IF présente encore des résultats élevés, mais cette fois-ci à cause des phénomènes de décollements qui se produisent sur le fuselage dépourvu d'aile. On note aussi que la précision relative sur la traînée augmente avec la complexité de la configuration.

En terme de moment de tangage, la résolution se fait pour le WBT et le WBNT avec

une précision de l'ordre de 20%. Pour les configurations dépourvues d'empennage, les normes relatives deviennent importantes, car les valeurs de C_M sont proches et évoluent autour de 0 comme on peut le voir aux figures 5.31 et 5.36.

Les figures 5.42 à 5.44 rendent compte des erreurs absolues pour les balayages en incidence et contrastent avec les différences qu'il peut exister dans les erreurs relatives. En effet pour chacun des 3 coefficients, on peut voir que l'erreur absolue moyenne est relativement homogène suivant la configuration. Ces erreurs sont de l'ordre 10^{-2} pour le C_L , 20*d.c.* pour la traînée et $8 \cdot 10^{-3}$ pour le C_M . Même si le C_M présente l'erreur relative la plus élevée dans chacun des cas, la précision absolue obtenue représente $1/10$ de la valeur du coefficient. On remarque le même comportement pour l'IF pour lequel les 3 coefficients sont faibles en amplitude d'où les grandes erreurs relatives.

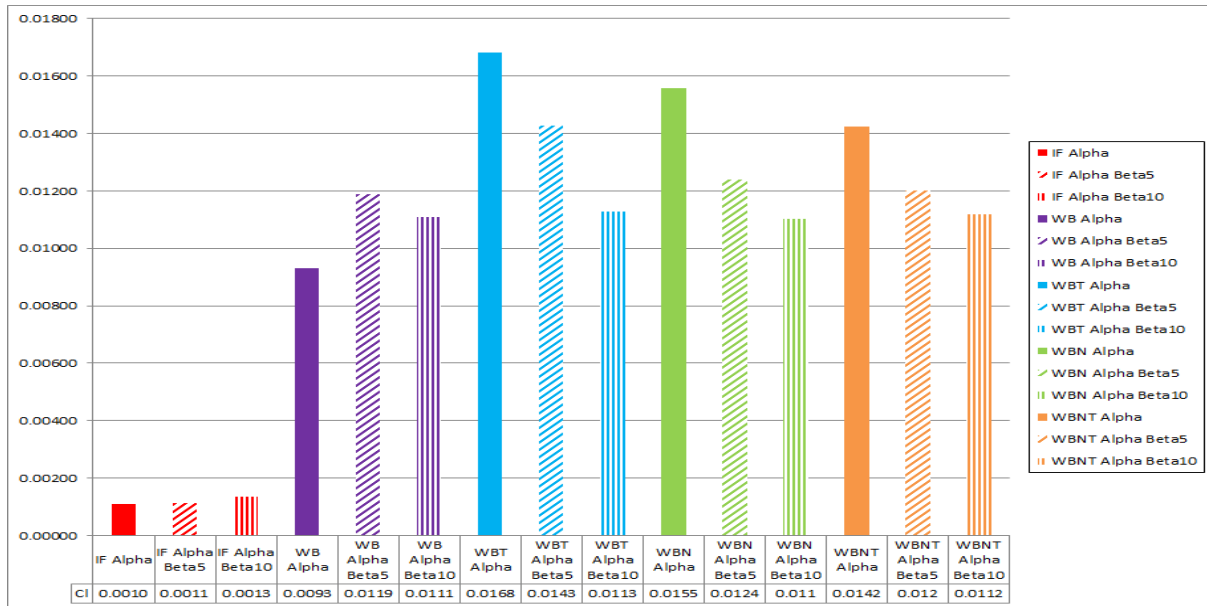


Figure 5.42 Erreur absolue moyenne sur le C_L pour les balayages en incidence.

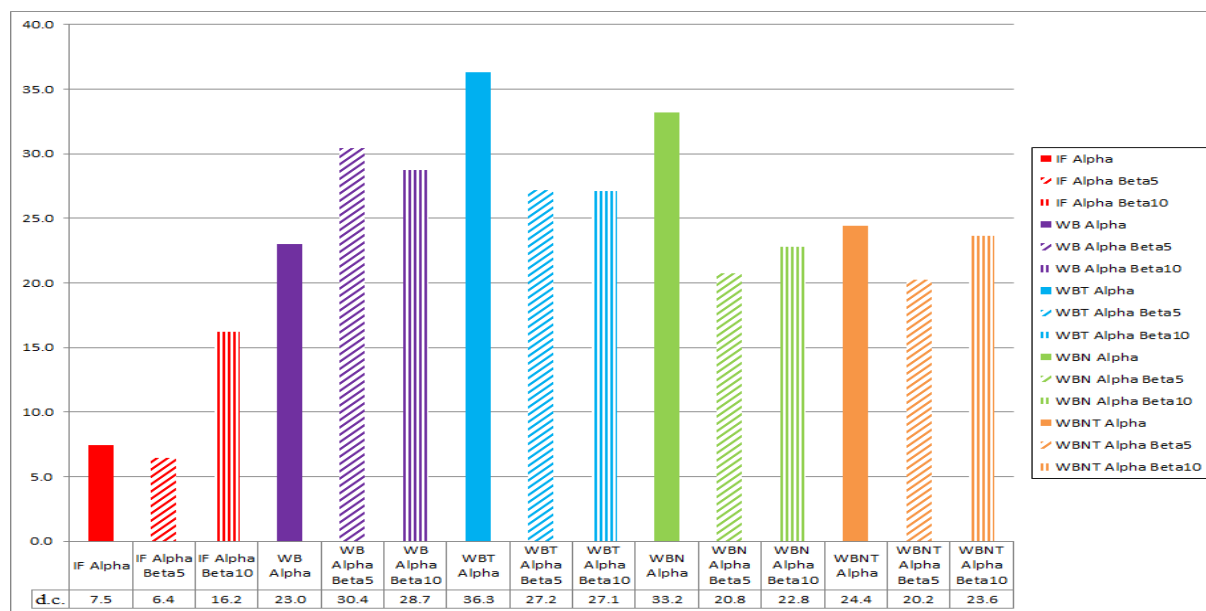


Figure 5.43 Erreur absolue moyenne sur le C_D pour les balayages en incidence en *drag counts*.

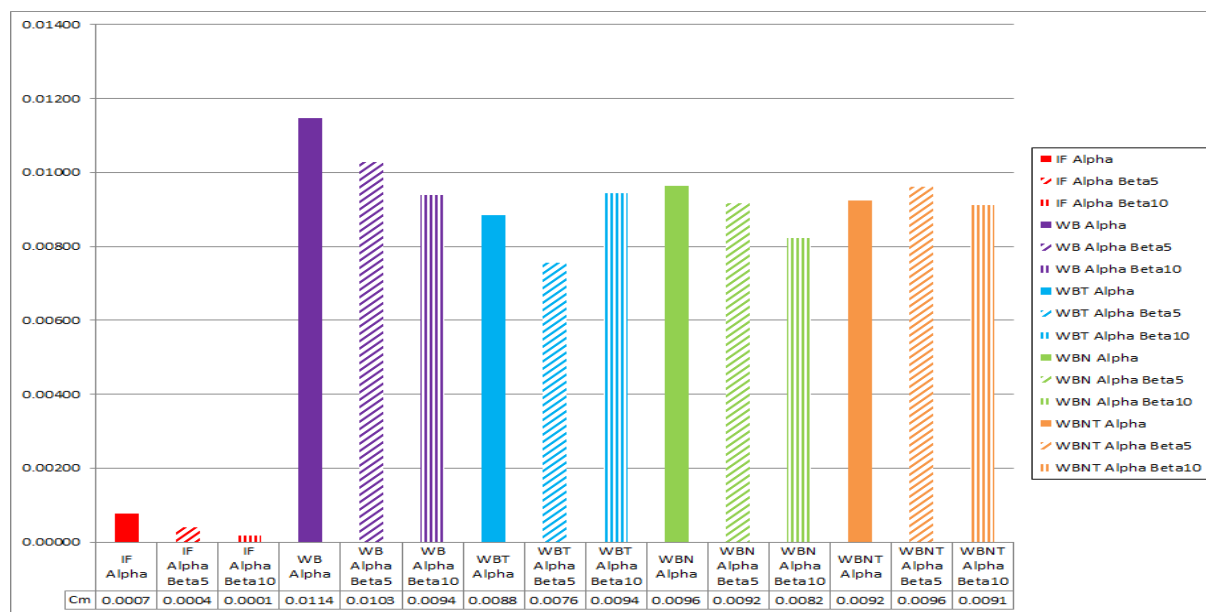


Figure 5.44 Erreur absolue moyenne sur le C_M pour les balayages en incidence.

Conclusion sur les essais en lacet

L'ensemble des résultats sur les balayages en lacet est réuni à la figure 5.45. On peut tout d'abord noter que les résultats en C_L et C_D sont plus précis que pour les balayages en incidences, ceux-ci ayant été réalisés à une incidence fixe de 5° . Les figures 5.46 à 5.48 présentent les erreurs absolues sur les 3 coefficients obtenues pour ces essais. Les erreurs moyennes sur le C_L et le C_D , de l'ordre de $3 \cdot 10^{-3}$ et $6 d.c.$ pour les configurations autres que l'IF, apparaissent donc plus faibles dans le cas de balayages en lacet. On peut en conclure qu'à incidence fixe (5° pour ces essais), quel que soit le lacet de l'appareil, la résolution en portance et en traînée est plus précise qu'à lacet nul et aux hautes incidences. Ce phénomène peut sans doute être lié au décollement à haute incidence, impliquant une perte de portance et une augmentation de la traînée, moins bien résolu que les phénomènes qui peuvent se produire à angle de lacet élevé.

En ce qui concerne le C_M , on peut encore voir que les erreurs relatives sur les configurations sans empennage sont très élevées étant donné que l'amplitude des coefficients est très faible. Pour les autres configurations, l'erreur est inférieure à 10% soit encore une meilleure précision que pour les balayages en incidence. En erreur absolue, l'erreur sur le C_M est trois fois inférieure à celle pour les balayages en incidence. Inversement, pour les configurations sans empennage, l'erreur absolue est plus faible que les autres configurations est descend aussi bas $5 \cdot 10^{-3}$. En général, l'erreur moyenne sur la résolution du C_D est comprise entre 11.6 et 3.2 *drag counts* sur les différentes configurations, soit une précision acceptable étant donné la complexité des cas.

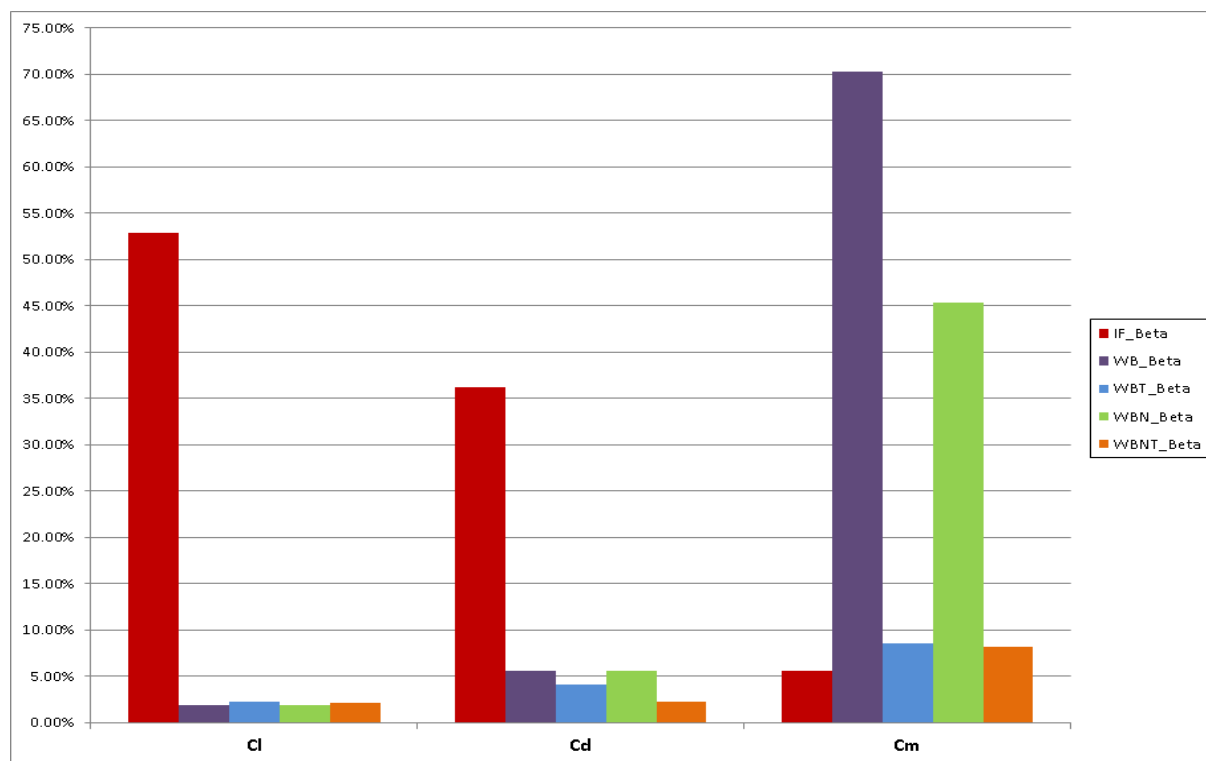


Figure 5.45 Erreur relative moyenne pour les balayages en lacet.

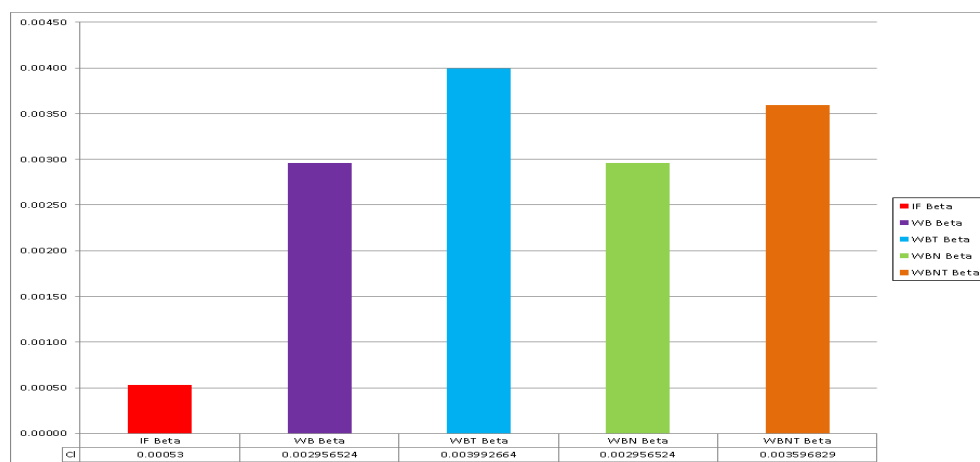


Figure 5.46 Erreur absolue moyenne sur le C_L pour les balayages en lacet.

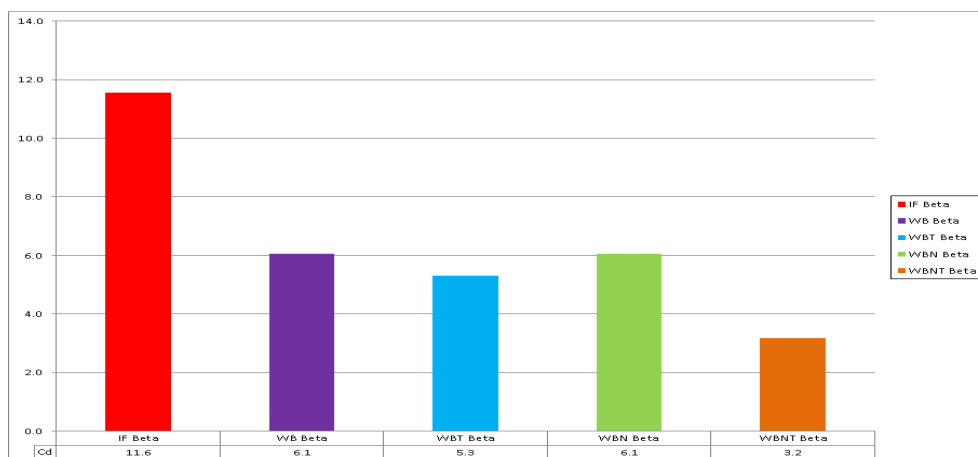


Figure 5.47 Erreur absolue moyenne sur le C_D pour les balayages en lacet en *drag counts*.

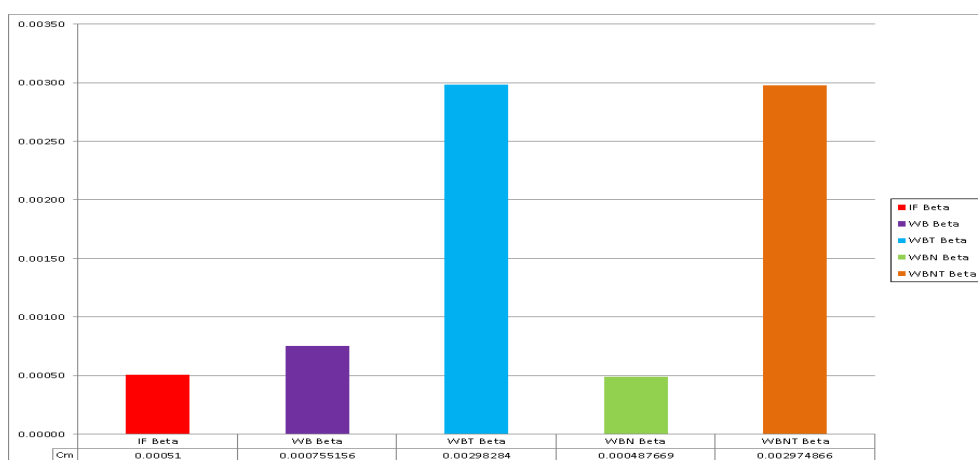


Figure 5.48 Erreur absolue moyenne sur le C_M pour les balayages en lacet.

Conclusion sur les essais

Dans l'ensemble, les essais se sont révélés concluants tant dans l'allure des coefficients que dans la réponse des dérivées de stabilité. Le C_L est pour sa part généralement très précisément résolu en l'absence de phénomènes instationnaires. Lorsque ceux-ci entrent en compte, le solveur en régime permanent n'est plus assez robuste pour rendre compte de ces forces.

La traînée montre de bons résultats, mais les larges plages de valeur et la grande sensibilité du calcul pour cette force font du C_D une valeur très difficile à déterminer. Pourtant

avec cette simple étude, on peut voir que les balayages en incidence ont été capables de fournir la traînée avec une erreur maximale moyenne de 30*d.c.* ce qui est encourageant vis-à-vis de l'investissement nécessaire à cette méthode. Le moment de tangage pour finir semble la valeur la plus difficile à déterminer. Les différents cas ont montré qu'il est rare d'obtenir une valeur identique à l'expérimental pour ce coefficient. Autant pour l'expérimental que pour le numérique, l'accès à cette valeur peut introduire de nombreuses erreurs et il est difficile de faire confiance aux mesures.

L'erreur sur les dérivées de stabilité n'a pas été représentée étant donné la faible amplitude des valeurs. Pourtant, malgré les manipulations effectuées sur celles-ci, l'allure des dérivées de stabilité comparées aux valeurs expérimentales semble correctement représentée. Exceptée aux hautes incidences, où le décollement invalide les résultats, la réponse donnée par les dérivées de stabilité corrobore l'expérimental, mais l'amplitude pour la dérivée du coefficient en moment de tangage est dans la plupart des cas surévaluée et envisage une stabilité accrue par rapport à l'expérimental. Pour de meilleurs résultats, il aurait été nécessaire de procéder à un lissage des valeurs expérimentales ainsi que d'avoir un pas de résolution plus fin.

Les balayages en incidence demeurent encore l'étude principale à réaliser sur une configuration d'avion. Moins demandant en ressources qu'une étude sur une configuration complète, ils fournissent des résultats d'une précision acceptable, et ce, dans une période de temps raisonnable.

Les balayages en lacet apparaissent plus compliqués dans leur résolution. Plus demandeurs en ressources ils nécessitent le maillage d'une géométrie complète et sont soumis à différents phénomènes instationnaires moins évidents que le décrochage au niveau de l'aile. Malgré les bons résultats de cette étude, des efforts sont encore à fournir pour déterminer les points importants à souligner pour obtenir la meilleure précision qui soit.

CHAPITRE 6

CONCLUSION

L'objectif de cette étude était de développer une méthode de CFD haute-fidélité permettant l'obtention des coefficients aérodynamiques d'une configuration d'avion complet. Celle-ci a tout d'abord été appliquée sur un cas de la littérature : le DLR-F6, présenté dans le cadre du Drag Prediction Workshop II. La quantité de résultats publiés par les organisateurs ainsi que par les nombreux participants a permis d'évaluer le potentiel et la précision de la méthode ainsi que les capacités du solveur utilisé. Les différentes phases conduisant à une étude haute-fidélité ont été développées, allant de la récupération de la géométrie jusqu'à la résolution numérique. Appuyés par des procédures de la littérature et de journaux orientés vers le calcul numérique, les points importants de vérification de la méthode garantissant son approbation et la validité de ses résultats ont été développés. La méthode a ensuite été appliquée sur un avion de recherche : le Bombardier Research Aircraft. Accompagnée de résultats expérimentaux, la méthode a pu être testée et mise à l'épreuve sur un avion possédant toutes ses composantes et dans différentes conditions de vol.

Travaux réalisés

La méthodologie développée sur le DLR-F6 a permis de dégager les grandes étapes d'une étude CFD haute-fidélité : le traitement de la géométrie, le maillage, la constitution d'un cas de résolution pour le solveur et l'exploitation des résultats.

- Le traitement de la géométrie a soulevé les points importants à respecter pour rendre celle-ci compatible avec le mailleur en nettoyant et complétant les différents éléments géométriques de celle-ci.
- Le maillage est certainement la phase la plus conséquente de cette étude et où le champ d'action est le plus large. Sur le DLR-F6, un maillage structuré a été développé sur une configuration fuselage/aile et a permis d'appréhender les points délicats d'un maillage performant. Sur le BRA, ces points ont pu être repris et appliqué sur des géométries plus complexes et comprenant un empennage et une nacelle. Une étude de sensibilité au maillage, grâce à l'extrapolation de Richardson, a aussi pu être réalisée dans les deux cas pour s'assurer de la cohérence des résultats.
- La constitution du cas de résolution sous le solveur a montré comment l'implémentation

des paramètres et le suivi de la convergence conditionnaient l'obtention d'une solution physiquement cohérente. La génération de scripts d'automatisation de lancement et d'exploitation s'est révélée indispensable afin de pouvoir lancer de grandes séries de calculs sans interaction de la part de l'utilisateur, notamment afin de reproduire la majeure partie de la campagne d'essais sur le BRA. Une étude de sensibilité sur les paramètres d'entrée ainsi que sur le modèle de turbulence a été réalisée dans les deux cas et a aussi montré que certains paramètres pouvaient faire gagner jusqu'à 10% de précision.

- L'exploitation des résultats est passée par le développement d'une métrique d'erreur permettant de rapidement rendre compte de la précision de l'étude numérique par rapport à l'expérimental. Des scripts de traitement des données exportées par le solveur ainsi que de conditionnement des données ont aussi été implémentés et facilitent grandement le traitement de l'importante quantité de données qu'une étude CFD peut produire. Au final, des graphiques des coefficients aérodynamiques, l'estimation des erreurs dans chacun des cas et une banque de données pour le DLR-F6 et les 5 configurations du BRA ont été produits.

Même si cette étude s'est contentée d'étudier les 3 coefficients aérodynamiques principaux, il aurait été possible d'approcher des aspects plus visuels de la CFD comme la structure de l'écoulement ou certains phénomènes turbulents. Pourtant, ces 3 coefficients et leurs dérivées sont cruciaux pour la détermination du comportement d'un avion et la présente étude montre que la CFD est capable à l'heure actuelle d'approcher avec une précision inférieure à 10% dans la plupart des cas, les résultats obtenus en soufflerie. La présente étude ne cherche pas à révolutionner le monde des études numériques, mais bien à attester des progrès réalisés dans ce domaine. Au fur et à mesure des avancées de la CFD, les constructeurs aéronautiques comme ceux dans d'autres domaines auront davantage le choix de faire confiance aux méthodes numériques afin de diminuer leurs coûts de développement.

Limites de l'étude

La première limite qui ressort de cette étude est sa portée. En effet, malgré sa précision et ses bons résultats, la présente étude est limitée au domaine statique et n'atteste que d'une partie des variations des coefficients aérodynamiques. Afin de rendre plus fidèlement compte du comportement de l'avion, il aurait été nécessaire de développer une étude instationnaire ce qui implique des maillages plus fins et surtout des résolutions plus longues et plus coûteuses en ressources. Auxquels s'ajoutent encore les imprécisions de la résolution instationnaire ainsi la difficulté d'accès aux coefficients dynamiques. La détermination exacte des dérivées de sta-

bilité dynamique s'avère encore extrêmement plus compliquée que la méthode développée ici et malgré le temps que celle-ci a pu demander, ce genre d'étude reste complémentaire des essais en soufflerie ou les essais en vol.

La seconde limite qui est apparue au cours de cette étude est la sensibilité des résultats aux paramètres d'entrée. En effet, il a été montré que les modèles de turbulence peuvent beaucoup influencer sur la précision finale ainsi que la résolution de la turbulence en elle-même. Le maillage en tant que tel influe énormément sur la qualité des résultats et souvent le raffinement dans le sillage de la géométrie n'est pas suffisant pour rendre compte efficacement de la traînée aérodynamique. D'un maillage à l'autre, les résultats peuvent varier de quelques pour cent, mais lorsque la précision demandée est au point de traînée près, il est difficile de prouver que la solution obtenue serait la même quel que soit le maillage utilisé.

Travaux futurs

Avant tout, il serait intéressant d'approfondir l'étude de sensibilité lors du développement d'une telle méthode. Par manque de temps et d'expérience dans ce domaine, la sensibilité n'a été attestée que sur quelques points particuliers, mais comme il a été montré au 5.4.6, le modèle $k-\omega$ SST avait présenté de bons résultats sur le moment de tangage du BRA. Il serait pertinent de tester la géométrie dans d'autres conditions qui permettraient l'utilisation d'un solveur compressible, ainsi que d'autres modèles de turbulence. En effet, les modèles S-A et $k-\omega$ SST ont été privilégiés, mais d'autres modèles pourraient fournir de meilleurs résultats. De plus, l'étude de sensibilité devrait être réalisée sur plusieurs configurations et non seulement le fuselage/aile, ainsi qu'en lacets pour une configuration complète. Au final, avec davantage de temps disponible, il serait bon d'optimiser le premier cas de calcul pour avoir la précision maximale dès le début. Dans le cas présent, ceci était discutable étant donné la marge d'erreur des résultats expérimentaux.

Il serait aussi intéressant de comparer les autres coefficients aérodynamiques de l'avion, notamment les coefficients transversaux. Ensuite, utiliser des géométries plus complexes permettrait d'évaluer le potentiel de la méthode avec la présence des différentes surfaces de contrôles, présentes lors des différentes manœuvres et pour lesquelles il serait utile d'évaluer leurs effets sur les coefficients aérodynamiques.

Enfin, le prochain stade pour une telle étude serait de la transposer au domaine de l'instationnaire afin de prendre en compte l'ensemble des phénomènes et décollements. L'accès aux coefficients et à leurs dérivées proche du décrochage est tout aussi important que le reste de la plage d'incidence testée et la connaissance du coefficient de portance maximum est

généralement une étude importante pour les constructeurs. La résolution instationnaire est néanmoins plus coûteuse et plus longue. Il serait difficile dans un même temps de réaliser autant de cas différents. C'est pourquoi les techniques d'interpolation permettant de générer l'ensemble des coefficients de stabilité à partir de quelques points de mesures devraient être aussi envisagées pour les travaux futurs.

RÉFÉRENCES

- [1] NASA. (2011). URL <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>.
- [2] ROSKAM, J. (1995). *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation.
- [3] BRYAN, G. (1911). *Stability in aviation*. MacMillan and Co., London.
- [4] NGUYEN, L. (1974). Evaluation of importance of lateral acceleration derivatives in extraction of lateral-directional derivatives at high angles of attack.
- [5] MIALON, B., KHRABROV, A., KHELIL, S., HUEBNER, A., DA RONCH, A., BADCOCK, K., CAVAGNA, L., ELIASSON, P., ZHANG, M., RICCI, S. *ET AL.* (2011). Validation of numerical prediction of dynamic derivatives : The dlr-f12 and the trans-cruiser test cases. *Progress in Aerospace Sciences*.
- [6] ROSKAM, J. (1971). *Methods for estimating stability and control derivatives of conventional subsonic airplanes*. Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- [7] MARGASON, R. et LAMAR, J. (1971). Vortex-lattice fortran program for estimating subsonic aerodynamic characteristics of complex planforms. *NASA TN D-6142*, 68, 58–42.
- [8] DRELA, M. (1999). Integrated simulation model for preliminary aerodynamic, structural, and control-law design of aircraft. *AIAA Paper*, 99, 1394.
- [9] DRELA, M. (2011). URL <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl>.
- [10] GHOREYSHI, M., BADCOCK, K., DA RONCH, A., VALLESPIN, D. et RIZZI, A. (2011). Automated cfd analysis for the investigation of flight handling qualities. *Mathematical Modelling of Natural Phenomena*, 6, 166–188.
- [11] VON KAENEL, R., RIZZI, A., OPPELSTRUP, J., GOETZENDORF-GRABOWSKI, T., GHOREYSHI, M., CAVAGNA, L. et BÉRARD, A. (2008). Ceasim : Simulating stability & control with cfd/csm in aircraft conceptual design. *26th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS*.
- [12] SIMSAC. (2012). URL <http://www.ceasim.com/>.
- [13] JAMESON, A. et VASSBERG, J. (2001). Computational fluid dynamics for aerodynamic design : Its current and future impact. *AIAA paper*, 538, 2001.
- [14] MASON, W., KNILL, D., GIUNTA, A., GROSSMAN, B., WATSON, L. et HAFTKA, R. (1998). Getting the full benefits of cfd in conceptual design. *AIAA Paper*, 98–2513.

- [15] GÖRTZ, D., MCDANIEL, D. et MORTON, S. (2007). Towards an efficient aircraft stability and control analysis capability using high-fidelity cfd. *AIAA paper*, 1053.
- [16] LEI, G. et REN, Y. (2011). Computation of the stability derivatives via cfd and the sensitivity equations. *Acta Mechanica Sinica*, 1–10.
- [17] DESPIRITO, J. (2008). Navier-stokes predictions of dynamic stability derivatives : Evaluation of steady-state methods. Rapport technique, DTIC Document.
- [18] GREEN, L. L. et SPENCE, A. M. (2004). Applications of computational methods for dynamic stability and control derivatives. *AIAA Paper*. 84–100. Cited By (since 1996) : 2.
- [19] GREEN, L., SPENCE, A. et MURPHY, P. (2004). Computational methods for dynamic stability and control derivatives. *AIAA*, 15, 2004.
- [20] DA RONCH, A., VALLESPIN, D., GHOREYSHI, M. et BADCOCK, K. (2010). Computation of dynamic derivatives using cfd. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*.
- [21] THOMPSON, J., FRINK, N. et MURPHY, P. (2010). Guidelines for computing longitudinal dynamic stability characteristics of a subsonic transport. *AIAA Paper*, 4819.
- [22] PARK, M., GREEN, L., MONTGOMERY, R. et RANEY, D. (1999). Determination of stability and control derivatives using computational fluid dynamics and automatic differentiation. *AIAA Paper*, 3136.
- [23] TOBAK, M. et SCHIFF, L. (1976). On the formulation of the aerodynamic characteristics in aircraft dynamics.
- [24] MENDENHALL, M., PERKINS, S., TOMAC, M., RIZZI, A. et NANGIA, R. (2012). Comparing and benchmarking engineering methods for the prediction of x-31 aerodynamics. *Aerospace Science and Technology*.
- [25] LAMPTON, A. et VALASEK, J. (2011). Prediction of icing effects on the lateral/directional stability and control of light airplanes. *Aerospace Science and Technology*.
- [26] ELSENAAR, A. (1995). A selection of experimental test cases for the validation of cfd codes, volume 1 and 2. Rapport technique, AGARD-AR-303.
- [27] BRODERSEN, O. (2002). Drag prediction of engine-airframe interference effects using unstructured navier-stokes calculations. *Journal of Aircraft*, 39, 927–935. Cited By (since 1996) : 16.
- [28] VASSBERG, J. C., SCLAFANI, A. J. et DEHAAN, M. A. (2005). A wing-body fairing design for the dlr-f6 model : a dpw-iii case study. *AIAA paper*, 4730, 2005.

- [29] VASSBERG, J. C., DEHAAN, M. A., RIVERS, S. M. et WAHLS, R. A. (2008). Development of a common research model for applied cfd validation studies. *AIAA paper*, 6919, 2008.
- [30] ANSYS, I. (2009). *ANSYS ICEM CFD 12.1 Manual*, 12th édition.
- [31] ANSYS, I. (2007). *ANSYS ICEM CFD 11.0 Tutorial Manual*, 11th édition.
- [32] MAVRIPLIS, D. J., VASSBERG, J. C., TINOCO, E. N., MANI, M., BRODERSEN, O. P., EISFELD, B., WAHLS, R. A., MORRISON, J. H., ZICKUHR, T., LEVY, D. et MURAYAMA, M. (2009). Grid quality and resolution issues from the drag prediction workshop series. *Journal of Aircraft*, 46, 935–950. Cited By (since 1996) : 4.
- [33] RUMSEY, C. L. et SPALART, P. R. (2009). Turbulence model behavior in low reynolds number regions of aerodynamic flowfields. *AIAA Journal*, 47, 982–993. Cited By (since 1996) : 5.
- [34] RUMSEY, C. L. (2010). Consistency, verification, and validation of turbulence models for reynolds-averaged navier-stokes applications. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, 224, 1211–1218. Cited By (since 1996) : 1.
- [35] SPALART, P. et RUMSEY, C. (2007). Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations. *AIAA journal*, 45, 2544.
- [36] OBERKAMPF, W. et TRUCANO, T. (2002). Verification and validation in computational fluid dynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 38, 209–272.
- [37] STERN, F., WILSON, R., COLEMAN, H. et PATERSON, E. (1999). *Verification and validation of CFD simulations*. Iowa Institute of Hydraulic Research, University of Iowa.
- [38] ROACHE, P. (1998). *Verification and validation in computational science and engineering*. Hermosa Albuquerque, NM.
- [39] SUTTON, G. (1994). Editorial policy statement on numerical accuracy and experimental uncertainty. *AIAA Journal*, 32, 3.
- [40] FREITAS, C. (1993). Policy statement on the control of numerical accuracy. *ASME Journal of Fluids Engineering*, 115, 339–340.
- [41] CELIK, I., GHIA, U., ROACHE, P. ET AL. (2008). Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in cfd applications. *Journal of fluids Engineering-Transactions of the ASME*, 130.
- [42] HABASHI, W., DOMPIERRE, J., BOURGAULT, Y., FORTIN, M. et VALLET, M. (1998). Certifiable computational fluid dynamics through mesh optimization. *AIAA journal*, 36, 703–711.

- [43] OBERKAMPF, W. et BARONE, M. (2006). Measures of agreement between computation and experiment : validation metrics. *Journal of Computational Physics*, 217, 5–36.
- [44] KELECY, F. J. (2008). Coupling momentum and continuity increases robustness. *ANSYS Advantage*, 2, 49–51.
- [45] LAFLIN, K. R., KLAUSMEYER, S. M., ZICKUHR, T., VASSBERG, J. C., WAHLS, R. A., MORRISON, J. H., BRODERSEN, O. P., RAKOWITZ, M. E., TINOCO, E. N., GODARD, J.-L. *ET AL.* (2005). Data summary from second aiaa computational fluid dynamics drag prediction workshop. *Journal of aircraft*, 42, 1165–1178.

ANNEXE A

EXTRAPOLATION DE RICHARDSON

L'extrapolation de Richardson utilisée pour attester de la précision des résultats est développée dans Celik *et al.* [41]. Basée sur plusieurs niveaux de raffinement de maillage, celle-ci permet de rendre compte de l'erreur de discrétisation et de la précision des résultats de chaque maillage par rapport aux résultats extrapolés représentant les valeurs obtenues avec un maillage de taille infinie.

Étape 1. On définit l'indice représentatif de la taille de maillage h :

$$h = \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta V_i) \right]^{1/3}$$

N étant le nombre de cellules du maillage et ΔV_i le volume de la i^{me} cellule.

Étape 2. On choisit les niveaux de raffinement nécessaires afin de définir les facteur de raffinement $r_{32} = h_{coarse}/h_{medium}$ et $r_{21} = h_{medium}/h_{fine}$.

Dans le cas présent, la somme des volumes des cellules est une constante ce qui revient à :

$$r_{32} = \left[\frac{N_{medium}}{N_{coarse}} \right]^{1/3} \quad \& \quad r_{21} = \left[\frac{N_{fine}}{N_{medium}} \right]^{1/3}$$

Le raffinement effectué pour passer de *Medium* à *Fine* ou *Medium* à *Coarse* est à facteur constant donc r est une constante.

Étape 3. On calcule l'ordre apparent p de la méthode par :

$$p = \frac{1}{\ln(r_{21})} |\ln |\varepsilon_{32}/\varepsilon_{21}| + q(r)|$$

où $\varepsilon_{ij} = \phi_i - \phi_j$, ϕ_i étant la solution du i^{me} maillage. Si r est une constante $q = 0$.

Étape 4. On calcule les valeurs extrapolées par :

$$\phi_{ext}^{21} = (r_{21}^p \cdot \phi_1 - \phi_2) / (r_{21}^p - 1)$$

De façon similaire, on calcule ϕ_{ext}^{32} .

Étape 5. On calcule alors les estimations d'erreurs suivantes et les indices de convergence :

– L'approximation de l'erreur relative :

$$e_a^{21} = \left| \frac{\phi_1 - \phi_2}{\phi_1} \right|$$

– L'erreur relative extrapolée :

$$e_{ext}^{21} = \left| \frac{\phi_{ext}^{21} - \phi_2}{\phi_{ext}^{21}} \right|$$

– L'indice de convergence des maillages :

$$CGI_{med}^{32} = \frac{1.25 \cdot e_a^{32}}{r_{32}^p - 1} \quad \& \quad CGI_{fine}^{21} = \frac{1.25 \cdot e_a^{21}}{r_{21}^p - 1}$$

DLR F6

Les valeurs de l'extrapolation de Richardson pour la traînée sur le DLR-F6 avec 3 niveaux de maillages sont réunis à la figure A.1.

		3	2	1
		Coarse	Medium	Fine
Cells		562688	4501504	36012032
h		0.0121128	0.006056394	0.0030282
		r32	r21	
		2	2	
		Phi3	Phi2	Phi1
Cd		0.02994	0.028721	0.028564
		eps32	eps21	
		0.001219	0.000157	
p		2.957		
Extrapolated values		phi32	phi21	
		0.02750200	0.02840700	
Relative Error		ea32	ea21	
		4.244%	0.550%	
Extrapolated Relative Error		ea32	ea21	
		4.432%	0.553%	
Fine GCI		5.305%	0.687%	

Figure A.1 Extrapolation de Richardson sur le DLR-F6.

BRA

Résultats omis pour cause de confidentialité.

ANNEXE B

DIRECTIVES DE MAILLAGE DU DPWII

Les directives de maillage suivantes ont été publiées lors de la préparation du DPWII sur le site : <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/gridding.guidelines>.

Gridding Guidelines : (Initial Numbers)

- * Build 3 grid systems for each configuration (WB & WBNP).
- . Want to size the intermediate mesh to be sufficient for industry drag prediction.
- . Total grid size to grow 3X between levels.
- For the structured meshes, this growth is 1.5X in each direction.
- . WB : Coarse 1.3M nodes, Intermediate 4.0M nodes, Fine 12.0M nodes.
- . WBNP : Coarse 2.0M nodes, Intermediate 6.0M nodes, Fine 18.0M nodes.
- * Farfield located at 100 CREFs for all grid levels.
- * Growth rate of cell sizes should be < 1.25 .
- * For the Intermediate Baseline Grids :
 - . Chordwise spacing at wing and nacelle LE and TE to be 0.1% local chord.
 - . Wing TE base defined with 8 cells.
 - . Wing Spanwise spacing at root 1.0% semispan.
 - . Wing spanwise spacing at tip 0.1% semispan.
 - . Spacing normal to all viscous walls $Y^+ = 1.0$.
 - . Cell size near fuselage nose and after-body 2.0% CREF.
- * For the Coarse and Fine Baseline Grids, the above values should be scaled accordingly.

ANNEXE C

CODE D'AUTOMATISATION DES CALCULS

Cette section contient les différents programmes Matlab permettant la gestion des calculs, l'extraction et le traitement des données.

Automatisation du lancement

Script de création du script Fluent chargeant le cas de référence et effectuant les rotations/résolution successives avec suivi des coefficients aérodynamiques.

```

1
2 clear all
3 close all
4 clc
5
6 % Parameters
7 % -----
8
9 % Balayage d'angle entre 2 bornes
10 min_angle = -15;
11 max_angle = 15;
12 % nombre de prises
13 pas = 2;
14 Angle      = [min_angle : pas : max_angle];
15 Mach       = 0.128;
16
17 fileName    = 'script_alphasweep.sh';
18 % fileName   = 'script_betasweep.sh';
19 caseIniFileName = 'WBNT-coarse_alpha0.cas';
20 CaseWriteName = 'WBNT_FULLL_Coarse';
21 Type_Variation = 'Alpha';
22 % Type_Variation = 'Beta';
23
24 %     Zones = 'body';
25 %     Zones = 'body wing';
26 %     Zones = 'body wing tail';
27 %     Zones = 'body wing engine';

```



```

28 %      Zones = 'body wing engine tail';
29 %      Zones = 'body wing_left wing_right';
30 %      Zones = 'body wing_left wing_right engine_left engine_right';
31 %      Zones = 'body wing_left wing_right tail';
32      Zones = 'body wing_left wing_right engine_left engine_right tail';
33 % Coordonnees du centre de moment
34 xm = 1.8056*8;
35 ym = 0;
36 zm = 0.2073*8;
37
38 %% Writing
39 % -----
40 fid = fopen(fileName, 'wt','b');
41 fprintf(fid,['file read-case ', caseIniFileName, '"\n']);
42
43 % Conditions d'entree
44 fprintf(fid,'solve initialize compute-defaults pressure-far-field ...
      farfield\n');
45
46 % Check Convergence
47 fprintf(fid,'solve monitors residual check-convergence no no no no no ...
      no\n');
48 fprintf(fid,'solve monitors residual plot no\n');
49
50 % Reference Area
51 switch Type_Variation
52     case 'Alpha'
53         fprintf(fid,'report reference-values area 23.2256\n');
54     case 'Beta'
55         fprintf(fid,'report reference-values area 46.4512\n');
56 end
57
58 % Incidence et lacet Initial
59 alpha_ini = 0;
60 beta_ini = 0;
61
62 if ( alpha_ini ≠ 0 )
63     fprintf(fid,['mesh rotate ', num2str(alpha_ini),' 0 0 0 0 1 0\n']);
64
65     % Coordonnees du centre de moment
66     xm_ini = cosd(alpha_ini)*xm + sind(alpha_ini)*zm;
67     ym_ini = ym;
68     zm_ini = -sind(alpha_ini)*xm + cosd(alpha_ini)*zm;
69

```

```

70 elseif ( beta_ini ≠ 0 )
71     fprintf(fid,['mesh rotate ', num2str(beta_ini),' 0 0 0 0 0 1\n']);
72
73     % Coordonnees du centre de moment
74     xm_ini = cosd(beta_ini)*xm - sind(beta_ini)*ym;
75     ym_ini = sind(beta_ini)*xm + cosd(beta_ini)*ym;
76     zm_ini = zm;
77 else
78     xm_ini = xm;
79     ym_ini = ym;
80     zm_ini = zm;
81 end
82
83 for i=1:numel(Angle)
84
85     %Rotation du mesh
86     switch Type_Variation
87     case 'Alpha'
88         % Alpha sweep
89         axe = '0 1 0';
90
91         % Coordonnees apres rotation
92         xm_rot = cosd(Angle(i))*xm_ini + sind(Angle(i))*zm_ini;
93         ym_rot = ym_ini;
94         zm_rot = -sind(Angle(i))*xm_ini + cosd(Angle(i))*zm_ini;
95
96     case 'Beta'
97         % Beta sweep
98         axe = '0 0 1';
99
100        % Coordonnees apres rotation
101        xm_rot = cosd(Angle(i))*xm_ini - sind(Angle(i))*ym_ini;
102        ym_rot = sind(Angle(i))*xm_ini + cosd(Angle(i))*ym_ini;
103        zm_rot = zm_ini;
104    end
105
106    % Rotation
107    fprintf(fid,['mesh rotate ', num2str(Angle(i)), ' 0 0 0 ',axe,'\n']);
108
109    % Monitors de force
110    fprintf(fid,['solve monitors force drag-coefficient yes ',Zones,' ...
111                () yes yes "cd_history_',num2str(Angle(i)),'" no no 1 0 0\n']);
112    fprintf(fid,['solve monitors force lift-coefficient yes ',Zones,' ...
113                () yes yes "cl_history_',num2str(Angle(i)),'" no no 0 0 1\n']);

```

```

112     fprintf(fid,['solve monitors force moment-coefficient yes ',Zones,' ...
        () yes yes "cm_history_',num2str(Angle(i)),'" no no ...
        ',num2str(xm_rot),' ',num2str(ym_rot),' ',num2str(zm_rot),' 0 1 ...
        0\n']);
113
114     % Output
115     fprintf(fid,['(rp-var-define "outputfilename " M', num2str(0.75), ...
        '_Alpha', num2str(Angle(i)), '.out" 'string #f)\n']);
116     %-----
117     %Initiliaze & Discard Data
118     if i==1
119         fprintf(fid,'solve initialize initialize-flow\n');
120     else
121         fprintf(fid,'solve initialize initialize-flow yes\n');
122     end
123
124
125     fprintf(fid,'solve initialize fmg-initialization yes\n');
126     % Iterate
127     fprintf(fid,'solve iterate 1000\n');
128     % Report
129     fprintf(fid,['file write-case-data "',CaseWriteName,'_', ...
        Type_Variation ,'_', num2str(Angle(i)), '.cas"\n']);
130     %Rotation du mesh pour retour a 0
131     retour_angle = (-1)*Angle(i);
132     fprintf(fid,['mesh rotate ', num2str(retour_angle),' 0 0 0 ...
        ',axe,'\n']);
133
134 end
135
136 fprintf(fid, 'exit yes\n');
137 fclose(fid);

```

Récupération des coefficients aérodynamiques

Script se basant sur les 3 fichiers d'historique *cl_history*, *cd_history*, *cm_history* exportés par Fluent contenant l'évolution des coefficients aérodynamiques à chaque itération. La dernière ligne contient la valeur convergée.

```

1 clear all
2 clc

```

```

3  addpath(pwd)
4
5  %Prefixe des noms de fichiers
6  prefix = 'WB_alpha_';
7
8  % Cherche le repertoire contenant les fichiers historique
9  folder_name = uigetdir(pwd) ;
10 cd (folder_name);
11
12 %% Lecture des differents historiques Cl,Cd,Cm
13 histories = {'cl','cd','cm'};
14
15 Stability_control = NaN;
16
17 for CoeffCase=1:length(histories)
18
19     fprintf(1,['Coefficients ',cell2mat(histories(CoeffCase)),'\n']);
20
21     % Lectures des fichiers commençant par Cl,Cd,Cm
22     coeff_test = ...
23         strcat(prefix,cell2mat(histories(CoeffCase)),'_history*');
24     coeffFiles = dir(coeff_test);
25
26     % Test pour savoir si le programme a trouve des coefficients a ...
27     tracer
28     if isempty(coeffFiles)
29         disp('Aucune donnee trouvee')
30         return
31     else
32         % Nombre de log trouves
33         numfiles = length(coeffFiles);
34
35         % Lecture des fichiers
36         [Coeff_num, Alpha] = ImportFile(coeffFiles,numfiles,prefix);
37
38         % Recherche de la derniere valeur non nulle
39         for k=1:numfiles
40
41             IndiceNotNull = length(Coeff_num(:,k*2));
42
43             % Recherche du dernier non nul
44             while (Coeff_num(IndiceNotNull,k*2) == 0)
45                 IndiceNotNull = IndiceNotNull -1;
46             end
47         end
48     end
49 end

```

```

45
46         % Stockage
47         Alpha(2,k) = Coeff_num(IndiceNotNull,k*2);
48     end
49
50     % Rearrangement
51     angle = Alpha(1,:);
52     Valeur = Alpha(2,:);
53
54     [dum I] = sort(angle);
55
56     % Creation de la matrice a la bonne taille
57     if (isnan(Stability_control))
58         Stability_control = ...
59             zeros(length(histories)+1,length(Valeur(I)));
60     end
61
62     % Stockage dans differentes lignes
63     switch cell2mat(histories(CoeffCase))
64     case 'cl'
65         Stability_control(2,:) = Valeur(I);
66     case 'cd'
67         Stability_control(3,:) = Valeur(I);
68     case 'cm'
69         Stability_control(4,:) = Valeur(I);
70     end
71 end
72
73 Stability_control(1,:) = angle(I);
74 Stability_control = transpose(Stability_control);

```

Calcul des dérivées de stabilité et métrique d'erreur

Script permettant d'interpoler les valeurs numériques et expérimentales aux mêmes angles afin de calculer d'une part les dérivées de stabilité ainsi que d'appliquer la métrique d'erreur sur les coefficients et les dérivées.

```

1 Cas = 'Alpha';
2 %Cas = 'Beta';
3

```

```

4 %% Plage d'angles complete
5 switch Cas
6     case 'Alpha'
7         range = -15:0.5:15;
8     case 'Beta'
9         range = -8:0.5:8;
10 end
11
12 %% Interpolation numerique
13 CFD_interpol = zeros(length(range),4);
14 CFD_interpol(:,1) = range;
15
16 %Methode
17 method = 'spline';
18 for i=2:4
19     %Cl,Cd,Cm
20     CFD_interpol(:,i) = interp1(CFD(:,1),CFD(:,i),range,method);
21 end
22
23 %% Interpolation experimentale
24 XP_interpol = zeros(length(range),4);
25 XP_interpol(:,1) = range;
26
27 %Methode
28 method = 'spline';
29 for i=2:4
30     %Cl,Cd,Cm
31     XP_interpol(:,i) = interp1(XP(:,1),XP(:,i),range,method);
32 end
33
34 %% Metrique d'erreur
35 L = max(range)-min(range);
36 % Erreur non normalisee
37 for i=1:3
38     %Norm 2
39     Trapeze_Error(1,(i*2)-1) = 1/L * sqrt( trapz(range, ...
40         (abs(CFD_interpol(:,i+1)-XP_interpol(:,i+1)).^2) ));
41 end
42 % Valeur moyenne
43 for i=1:3
44     % Norm 2
45     Mean_xp(1,i) = 1/L * sqrt( trapz(range, XP_interpol(:,i+1).^2 ));
46 end
47 % Erreur normalisee

```

```

47 for i=1:3
48     % Norm 2
49     Trapeze_Error(1,(i*2)) = Trapeze_Error(1,(i*2)-1)/Mean_xp(1,i);
50 end
51 %% Derivees de stabilite
52 for i=1:4
53     stability_CFD(:,i) = diff(CFD_interpol(:,i));
54     stability_XP(:,i) = diff(XP_interpol(:,i));
55 end
56
57 range_stability = stability_CFD(:,1)./2 + ...
    transpose(range(1:length(range)-1));
58 stability_CFD(:,1) = range_stability;
59 stability_XP(:,1) = range_stability;
60
61 %% Metrique d'erreur des derivees de stabilite
62 L = max(range_stability)-min(range_stability);
63 % Erreur non normalisee
64 for i=1:3
65     %Norm 2
66     Trapeze_Error(2,(i*2)-1) = 1/L * sqrt( trapz(range_stability, ...
        (abs(stability_CFD(:,i+1)-stability_XP(:,i+1)).^2) ));
67 end
68 % Valeur moyenne
69 for i=1:3
70     % Norm 2
71     Mean_xp(2,i) = 1/L * sqrt( trapz(range_stability, ...
        stability_XP(:,i+1).^2 ));
72 end
73 % Erreur normalisee
74 for i=1:3
75     % Norm 2
76     Trapeze_Error(2,(i*2)) = Trapeze_Error(2,(i*2)-1)/Mean_xp(2,i);
77 end
78 %% Manipulation
79 for i=4:-1:2
80     stability_CFD(:,i+1) = stability_CFD(:,i);
81     stability_XP(:,i+1) = stability_XP(:,i);
82 end
83
84 switch Cas
85     case 'Alpha'
86         stability_CFD(:,2) = 0;
87         stability_XP(:,2) = 0;

```

```
88     case 'Beta'
89         stability_CFD(:,2) = stability_CFD(:,1);
90         stability_XP(:,2) = stability_XP(:,1);
91         stability_CFD(:,1) = 0;
92         stability_XP(:,1) = 0;
93     end
```